WIADOMOŚCI TECHNICZNE LOTNICTWA

KWARTALNIK

WYDAWANY PRZEZ DEPARTAMENT AERONAUTYKI M. S. WOJSK., JAKO DODATEK DO „PRZEGLĄDU LOTNICZEGO"

REDAKTOR: mjr. obs. inż. CZAPLICKI WACŁAW.

TREŚĆ:

SOMMAIRE:

ROK I — WARSZAWA, PAŹDZIERNIK — GRUDZIEŃ — Nr. 2

Inż. CIOŁKOSZ ZBYSŁAW Z. P. I. L.

WPŁYW CIĄGU ŚMIGŁA NA STATECZNOŚĆ PODŁUŻNĄ SAMOLOTÓW

W artykule pod tytułem: „Wpływ ciągu śmigła na stateczność podłużną samolotów" porusza inż. Zb. Ciołkosz ważny w konstrukcji płatowców problem równowagi statycznej podłużnej samolotów.

Inż. Ciołkosz, jako konstruktor, napotykał w praktyce, w związku z tym problemem na szereg trudności, na których pokonywanie poświęcił dużo studjów i doświadczeń, a których owocami pragnie się z czytelnikami podzielić. Zwłaszcza duży nacisk kładzie autor na konieczność uwzględnienia wpływu strumienia śmigła i zasłony od skrzydeł i kadłuba na pracę statecznika poziomego i opierając się na dotychczasowej dokumentacji doświadczalnej w tej materji istniejącej, jako źródłach (niestety bardzo jeszcze ubogiej), stara się dać pewne podstawy do przybliżonego rachunku, który zdaniem autora daje w praktyce zadawalające wyniki.

(—) G. A. MOKRZYCKI

WSTĘP.

Kwestja wpływu ciągu śmigła na stateczność podłużną samolotów nie odgrywa zasadniczej roli w opracowaniu projektu samolotu typu ortodoksalnego, budowanego do chwili obecnej przez nasze wytwórnie samolotów. Wpływ ten, kładziony wielokrotnie na karb innych czynników, wpływających również na stateczność, w wypadku umieszczenia silników (czy też silnika), których osie ciągu przechodzą w bliskości Ś. C. samolotu, nie jest trudny w zasadzie do opanowania, i przy racjonalnych założeniach umieszczenia Ś. C. i starannie przeprowadzonych badaniach, stateczność dla lotu bezsilnikowego nie nastręcza do tej pory konstruktorom poważniejszych trudności.

Inaczej rzecz będzie się przedstawiała w chwili, kiedy przystąpimy do opracowania i budowy płatowców o silnikach, umieszczonych daleko popod lub ponad Śr. C. płatowca. Problem wpływu ciągu śmigła na stateczność, siłą faktów, które przemówią, jeśli będą pominięte przy projektowaniu, na gotowym płatowcu zmusi nas do intensywniejszego zajęcia się tym zagadnieniem.

W prostej i nieskomplikowanej formie starałem się zebrać z ubogiej literatury, traktującej ten problem, możliwie najwięcej wskazówek i oświetlić własnemi wnioskami i doświadczeniami.

Określenie wpływu ciągu śmigła na działanie opierzenia, jest jednym z najbardziej zawiłych i trudnych problemów do ujęcia. Zbadanie eksperymentalne przez użycie modeli samolotów z opierzeniami i śmigieł, napędzanych bądź to wałem giętkim, bądź to za pomocą specjalnych motorków elektrycznych lub pneumatycznych, wbudowanych w kadłuby lub gondole silników, natrafia do dziś dnia na wielkie trudności ze względu na kolosalne ilości obrotów potrzebne dla uzyskania analogicznych do skali naturalnej szybkości obwodowych. Jeżeli weźmiemy pod uwagę samolot, posiadający śmigło np. o średnicy 3 metr. i ilości obrotów $n = 1800$ obr/minutę, to, ażeby iloczyn $r \cdot w$ pozostał stałym, należy $\left(r \cdot w = \frac{r \cdot \pi n}{30} \right)$ dla modelu np. w skali 1 : 20 zwiększyć ilość obrotów z 1800 na 36000 obr./min. [1]).

Wobec budowy w obecnym czasie tuneli o olbrzymich średnicach dla badania samolotów w naturalnej wielkości, należy mieć nadzieję, iż problem oddziaływania ciągu śmigła na skuteczność opierzenia znajdzie w najbliższym czasie swe wytłumaczenie, i że zagadnienie stateczności w locie motorowym nie będzie przedstawiać więcej trudności dla konstruktorów samolotów.

Obecnie jeszcze musimy się posiłkować pewnemi założeniami, które z dokładnością wystarczającą w praktyce, pozwolą na obliczenie stateczności samolotu przy uwzględnieniu działania ciągu śmigła.

W każdym prawie podręczniku, traktującym kwestję stateczności podłużnej, znajdziemy pewne wskazówki, w jaki sposób należy uwzględnić działanie ciągu śmigła.

Zajmiemy się specjalnie dwoma charakterystycznemi sposobami, i z kolei przejdziemy do wprowadzenia pewnych założeń, które pozwolą nam na uwzględnienie zmiennej szybkości strumienia, pochodzącego od ciągu śmigła i wprowadzenie w rachunek wydajności części opierzenia, objętej ciągiem śmigła.

Pierwszą metodą którą się zajmiemy, jest metoda, podana przez E. P. Warner'a w książce p. t. „Aerodynamics", na stronie 367.

Autor na samym początku wzmiankuje, że dokładne

[1]) Dla szybkości wiatru w tunelu = szybkości lotu.

analiza tego wypadku jest specjalnie trudna i możliwe jest jedynie rozważanie dla specjalnego, uproszczonego wypadku, a mianowicie, że szybkość strumienia w ciągu śmigła jest zupełnie niezależna od szybkości lotu i stała, a następnie, że całe opierzenie objęte jest działaniem ciągu śmigła.

Naturalnie w rzeczywistości V_s (szybkość strumienia w ciągu śmigła) ulega zmianie dla zmiennego *regime*'u silnika. Dla każdego wypadku obliczenia stateczności przy pewnej szybkości, należy V_s obliczyć, co nie przedstawia jednak większych trudności.

Przy użyciu podanych powyżej uproszczeń, dojdziemy do rezultatu na równanie momentu wypadkowego względem środka ciężkości, który leży na cięciwie skrzydła (upraszczające założenie):

$$M = -(Lc_w \cdot S_w \cdot [x_w - a] \cdot V^2 + Lc_t \cdot S_t \cdot [x_t - a] \cdot V_s^2)$$

Lc_w = współczynnik wyporu skrzydła,
Lc_t = współczynnik wyporu opierzenia.



Fig. 1.

Od siebie mogę dodać, że wyrażenie

$$Lc_t \cdot S_t \cdot [x_t - a] \cdot V_s^2$$

jest nieścisłe, ponieważ zupełnie nie zawiera w sobie wydajności opierzenia, które jak wiemy, dla opierzeń umieszczonych w pośrodku lub bezpośrednio na kadłubie, wynosi 0,6 — 0,9. W tem może się mieścić właśnie duży błąd. Różniczkując równanie powyższe dla zmiennej szybkości lotu V względem $d\,\alpha$ otrzymamy:

$$\frac{dM}{d\alpha} = -\left[\frac{dLc_w}{d\alpha} \cdot V^2 (x_w - a) + \frac{dx_w}{d\alpha} Lc_w V^2 + 2V \frac{dV}{d\alpha} Lc_w (x_w - a)\right] S_w - \left[\frac{dLc_t}{d\alpha} (x_t - a) + \frac{dx_t}{d\alpha} Lc_t\right] S_t V_s^2$$

i następnie wstawiwszy $\frac{dV}{d\alpha}$ z równania na wypór skrzydła, i po pewnych uproszczeniach przyjąwszy, że działanie opierzenia winno być stale negatywne i że wartość pochodnej $\frac{dM}{d\alpha}$ dla zapewnienia stateczności musi być również negatywna, dojdziemy do rezultatu

$$\alpha \frac{dx_w}{d\alpha} \left(\frac{V}{V_s}\right)^2 + \frac{dLc_t}{dLc_w} (x_t - a) \frac{S_t}{S_w} > 0$$

Z równania tego, które stanowi kryterjum stateczności w locie z silnikiem przy pewnych założeniach, możemy wywnioskować, że położenie środka ciężkości względem cięciwy nie jest już czynnikiem pierwszej wagi dla zapewnienia stateczności (jednak tylko w locie prostolinijnym i bez przyśpieszeń). Położenie środka ciężkości nabiera jednak specjalnego znaczenia, kiedy przechodzimy do lotu szybowego na zredukowanym gazie, lub z zatrzymanym silnikiem. Samolot odpowiednio wyrównoważony, przy zatrzymanym silniku, powinien samoczynnie przechodzić w lot szybowy, przyczem szybkość lotu szybowego winna być 10 — 20% większa od szybkości ekonomicznej [2]), wtedy bowiem posiadamy gwarancję zwiększenia samoczynnego szybkości lotu i gwarancję niedoprowadzenia samolotu do utraty szybkości.

Nieczułość w locie prostolinijnym na położenie Śr. C. tłumaczy się w sposób następujący: (Warner, str. 370).

Ponieważ krzywe momentów płatowca, uzyskane w czasie badań tunelowych, są badane dla *stałej szybkości* strumienia na wszystkich kątach natarcia płata, odpowiednia zmiana kąta ustawienia opierzenia lub kąta wychylenia steru głębokości, powoduje przesuwanie się krzywych momentów równolegle, powodując zmianę wartości momentów, a więc i kąta równowagi, nie wpływając natomiast na jakość równowagi.

Przesuwanie podłużne Śr. C. powoduje obracanie się krzywych momentów skrzydła względem linji wyporu zerowego, wywołując zmianę momentu proporcjonalną do współczynnika wyporu skrzydła.

Jeżeli natomiast, jak poprzednio zaznaczyliśmy, przyjmiemy szybkość strumienia, przepływającego przez opierzenie (pochodzącą od śmigła) za stałą, a natomiast szybkość lotu za zmienną, wtedy aby utrzymać lot na stałej wysokości, wypór musi posiadać określoną wartość, zależną naturalnie od wagi samolotu. Zmieniając więc położenie Śr. C., musimy również zmieniać kąt natarcia płata, aby utrzymać stałą wartość wyporu i lot na stałej wysokości, czyli, że moment zależeć będzie jedynie od przesuwania podłużnego położenia Śr. C., natomiast całkowity wypór musi być utrzymany stały.

Jest to wypadek identyczny ze zmianą wychylenia steru, czyli, że krzywe momentów skrzydła przesuwać się będą równolegle. Zmiana nastąpi jedynie w położeniu kąta równowagi, natomiast *rodzaj równowagi* nie ulegnie zmianie.

Naturalnie, że rozważania te mają tak długo wartość, jak długo mamy na widoku lot na stałej wysoko-

---

[1] W równaniu tym nie są zupełnie uwzględnione momenty pochodzące od oporu opierzenia, co ze względu na drugorzędne ich znaczenie, rozmyślnie opuszczono.

[2]) Technical Memorandums N. A. C. A. Nr. 551.

ści i bez przyśpieszeń, w chwili jednak, kiedy chcemy zapewnić samolotowi dobre własności szybowania, położenie Śr. C. należy tak obrać, aby samolot przeszedł w lot szybowy z szybkością nieco większą od szybkości ekonomicznej.

Decydujący wpływ posiadać będzie drugi wyraz równania, który określa nam wielkość opierzenia.

Wypływa z tego ważna wskazówka dla konstruktora, że zmiany, zachodzące w stateczności przy locie z silnikiem, zależą od wielkości opierzenia i jego położenia w zależności do kręgu ciągu śmigła, i że radą na zbytnie zmiany w stateczności dla lotu z silnikiem, będzie odpowiednia zmiana w wielkości, położeniu i wydłużeniu opierzenia.

Następnie można wywnioskować z poprzedniego równania, że największe trudności ze statecznością w locie motorowym możemy mieć dla dużych szybkości, wtedy bowiem dla wartości $\frac{dx_w}{d\alpha}$ ujemnej posiadamy największą wartość stosunku $\left(\frac{V}{V_s}\right)$ i aby wartość równania pozostała dodatnia, co stanowi warunek równowagi, należy powiększyć drugi wyraz równania, czyli zwiększyć powierzchnię opierzenia. Przy przedstawieniu graficznem momentów skrzydła i opierzenia, z łatwością można stwierdzić słuszność tego wniosku, ponieważ między gałęzią krzywej momentów skrzydła i krzywej momentów opierzenia, właśnie dla kątów dużych szybkości zachodzą najmniejsze różnice momentów, i nieznaczne zmiany w położeniu krzywej momentów opierzenia mogą spowodować niestateczność.

Uwzględnienie wpływu ciągu śmigła na stateczność podłużną zapomocą metody opisanej praktycznie, nie przedstawia korzyści dla konstruktora, ponieważ założenia poczynione, a w rzeczywistości zbyt odbiegają od warunków spotykanych w praktyce. Sam fakt stosunkowo wielkich zmian $\frac{V}{V_s}$ dla samolotów o małych szybkościach minimalnych, lub o specjalnych urządzeniach, pozwalających na zwiększenie maksymalnej nośności, zmusza nas do dokładniejszego rozpatrzenia zagadnienia, jak również konieczność w wielu wypadkach zupełnie celowego umieszczenia opierzenia w ten sposób, aby częściowo tylko było objęte działaniem ciągu.

Ostatnim czynnikiem, który zupełnie został pominiętym, jest uwzględnienie wydajności opierzenia, która to wydajność zależeć będzie od umieszczenia opierzenia w stosunku do odległości od płata i umieszczenia „pod", lub „ponad" płatem. Wydajność ta zmieniać się będzie w zależności od kąta natarcia płata. Obok czynnika tworzenia się wirów na skutek oderwania się strumienia wpływać będzie tutaj jeszcze czynnik „zasłonięcia" opierzenia na dużych kątach przez kadłub, stąd też w praktyce b. często spotykamy się z nieczułemi sterami na dużych kątach natarcia, mimo zupełnej ich wydatności w locie normalnym. Dlatego też w ostatnich czasach spotkać się można z tendencją zejścia z opierzeniami poziomemi jaknajniżej w stosunku do skrzydła. (Prof. Lachman, Journal R. A. S., Nr. 256), w przeciwieństwie do istniejącej do dnia dzisiejszego zasady „tail up".

Dla praktycznych celów możemy w przybliżeniu przyjąć wartość wydajności opierzenia dla lotu bezsilnikowego, jako wahającą się w granicach od 0.6 do 0.1, przyczem ta ostatnia wartość nadawać się będzie dla specjalnie dobrze wystudjowanych położeń opierzeń. W wypadku lotu silnikowego właściwie będziemy mieli do czynienia niejako z dwoma opierzeniami o różnych wydajnościach, jednym leżącym w obrębie działania ciągu śmigła, o wydajności czasami niezwykle niskiej, a mianowicie dochodzącej w swej dolnej granicy do 0.4, i drugim, leżącym całkowicie poza obrębem wpływu ciągu śm., a którego wydajność w wielu wypadkach dochodzi do wartości 1. Odnosi się to naturalnie do samolotu jednokadłubowego i jednosilnikowego. W innych wypadkach niezbędną jest dokładna analiza, w której należy uwzględnić przedewszystkiem stosunek procentowy powierzchni, objętej działaniem ciągu do nieobjętej i umieszczenie opierzenia w stosunku do skrzydła i kadłuba (bów).

Zamiast operowania zmienną wartością szybkości V_s w ciągu śmigła, możemy przyjąć, że opierzenie znajduje się stale w szybkości strumienia, odpowiadającej szybkości lotu V, natomiast ulega zmianie Lc_t' a mianowicie przybiera pewną inną wartość

$$\text{wtedy } Lc_t' = Lc_t\left(\frac{V_s}{V}\right)^2$$

czyli dla lotu silnikowego należy wykreślić specjalną krzywą wyporu opierzenia, która drogą fikcyjnego przyrostu wyporu uwzględniać będzie wzrost wyporu, wywołany zwiększeniem szybkości przepływu strumienia powietrza.

Łatwo spostrzec, że jedynie dla wartości $Lc_t' = 0$, czyli dla momentu zerowego opierzenia na kącie równowagi przy wychyleniu steru zerowym, również i $Lc_t = 0$, jak i całkowity wypór opierzenia nie powinny zmienić swej wartości, czyli posiadać w dalszym ciągu wartość zerową.

Z rozważań tych należałoby wyciągnąć wniosek, że dla uniknięcia zmian w równowadze momentu dla lotu z silnikiem i bez, należy umieścić w ten sposób opierzenie, aby wartość momentu opierzenia dla obu wypadków lotu była równą zeru. Uzyskać to możemy przez położenie Śr. C. daleko w tyle średniej cięciwy, wtedy dla $Lc_t' = 0$ również i Lc_t winno być zerem.

Z wydawnictwa N. A. C. A., Nr. 551 „Relation between the stability and Controllability of German Airplanes" czytamy:

„Dawniej wielu konstruktorów samolotów starało się umieścić Śr. C. tak, aby momenty skrzydła i opierze-

nia względem Śr. C. były równe zeru dla lotu z szybkością przelotową. To założenie było oparte na przypuszczeniu, że w braku jakiegokolwiek momentu opierzenia poziomego w locie ekonomicznym, zmiana w równowadze wywołana akcją ciągu śmigła będzie mała. Jednak to założenie nie zostało potwierdzone przez praktykę".

Umieszczenie takie Śr. C. jest błędne i nie należy go stosować w praktyce, tembardziej, że na skutek pewnej szybkości obrotowej strumienia, rozkład szybkości nie jest zupełnie symetryczny dla części prawej i lewej opierzenia, jakkolwiek prawo tworzenia się owej asymetrji nie jest jednak możliwe do określenia. Następnie należy sobie uprzytomnić, że w locie z zatrzymanym silnikiem, kiedy znika dewiacja, wywołana istnieniem ciągu śmigła, również i kąt natarcia opierzenia się zmienia, w rezultacie powstanie pewna siła na opierzeniu i warunek momentu zerowego nie zostanie spełniony.

Jeżeli wykreślimy sobie krzywą zmiany stosunku $\frac{V_s}{V}$ dla różnych szybkości lotu, co możemy wykonać bez specjalnych trudności, mając kompletne obliczenie aerodynamiczne płatowca, a następnie obliczymy potrzebne Lc_t dla poszczególnych szybkości płatowca, wtedy mnożąc odpowiednie wartości Lc_t przez odpowiadające stosunki $\left(\frac{V_s}{V}\right)^2$ wykreślimy drugą krzywą $Lc_t = f\,(\mathrm{i})$.

Punkt $Lc_t' = 0$ będzie wspólny dla obu krzywych. Ponieważ stosunek $\left(\frac{V_s}{V}\right)^2$ będzie rósł dla malejącej szybkości samolotu, więc maksymalną wartość osiągnie dla kąta minimalnej szybkości samolotu, podobnie największy procentowy przyrost Lc_t na Lc_t' otrzymamy dla kąta natarcia opierzenia, odpowiadającego minimum szybkości.

Ponieważ zakłócenie równowagi dla danego kąta lotu zależy od wielkości zmiany obciążenia opierzenia, wynika z tego, że należy dążyć, aby zmiana ta była jak najmniejszą.

Obciążenie opierzenia w locie bezsilnikowym wynosi

$$F_1 = \rho\, S_t \,.\, V^2 \,.\, Lc_t$$

a w locie silnikowym:

$$F_1' = \rho\, S_t \,.\, V_s^2\, Lc_t$$

albo wstawiwszy $V_s^2 = \frac{V_s^2}{V^2} V^2$

$$F_1' = \rho \,.\, S_t \,.\, V^2 \,.\, Lc_t'$$

widzimy, że aby Lc_t' uczynić $= 0$, należy:

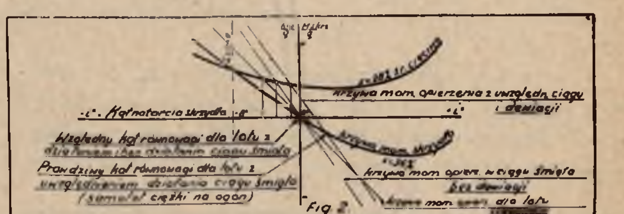
1) albo Lc_t uczynić $= 0$, co zgóry wykluczamy,

2) albo uczynić $V_s^2 \,.\, Lc_t = V^2 \,.\, Lc_t'$, czyli zbliżyć się do granicy najmniejszej różnicy szybkości lotu i szybkości strumienia w ciągu śmigła.

Praktycznie to też nie jest wykonalne, gdyż ze względu na wykorzystanie silnika i ekonomję lotu, nie latamy nigdy stale na pełnym gazie.

Idąc dalej, ponieważ bezwzględna wartość obciążenia opierzenia zależy od wielkości momentu, który znowu określa nam potrzebne Lc_t', czyli wypór opierzenia, potrzebny dla uzyskania przy pewnej szybkości pewnej siły, więc samoloty o położeniach Śr. C. bliżej wypadkowej posiadać będą mniejsze potrzebne Lc_t', stąd i bezwzględna wartość przyrostu obciążenia będzie mniejszą. Ma to wielkie znaczenie przy dużych samolotach, gdzie jakkolwiek stosunek przyrostu obciążenia opierzenia dla lotu z silnikiem i bez może być identyczny jak dla samolotu małego, jednak bezwzględna wartość momentu, który musimy uzyskać przez wychylenie steru, jest znacznie większa, co wymaga przy ograniczonym wysiłku ludzkim użycia dużych kompensacji lub nawet serwomotorów.

Jeżeli sporządzimy sobie wykres momentów zastępczych płata, t. j. momentów względem Śr. C., przy wyeliminowaniu ciśnienia prędkości, a więc wykres $\frac{M_w}{q}$ gdzie i = kątowi natarcia płata, a $q = \frac{\gamma}{2g} \,.\, V^2$ — oraz obrócony o 180° względem osi i—i wykres momentów opierzenia, który w przybliżeniu znacznem możemy przedstawić jako linję prostą, wtedy z wykresu Nr. 2 będziemy mogli wyciągnąć następujące spostrzeżenia:



Teoretycznie tylko dla położenia Śr. C., któremu będzie odpowiadał punkt M leżący na osi i—i $\left(\frac{M}{q} = 0\right)$ nie będzie zmian momentu w locie silnikowym, ponieważ dla wartości momentu opierzenia Lc_t *musi być* $= 0$, zmiana więc stosunku $\frac{V_s}{V}$ nie wpływa na wzrost Lc_t' jak zaznaczyliśmy poprzednio.

Jeżeli jednak wprowadzimy w rachunek dewiację pochodzącą od silnika, wtedy uzyskamy obok zmiany Lc_t na Lc_t' również i zmianę kąta natarcia spływu powietrza ze skrzydła. Zmiana kąta nie będzie wartością stałą, ale zależeć będzie również od stosunku $\frac{V_s}{V}$, jak również od kąta α_p gdzie α_p = kątowi powstałemu między osią ciągu śmigła i kierunkiem lotu.

Ponieważ w warunkach normalnych lotu dewjacja silnika powiększa kąt normalnej dewiacji, wynika z te-

go, iż w locie silnikowym otrzymamy zwiększenie momentu opierzenia:

a) na skutek zwiększenia szybkości przepływu w obrębie kręgu śmigła,

b) na skutek zwiększenia kąta natarcia strugi powietrza na opierzenie, naturalnie przy założeniu stosowanego normalnie umieszczenia opierzenia o wartości obciążenia negatywnej.

Oba te czynniki w konsekwencji spowodują:

1) obrócenie się krzywej (ew. prostej) momentów opierzenia około punktu momentu zerowego,

2) przesunięcie się, które w przybliżeniu możemy przyjąć za stałe, co nie będzie zresztą zgodne z rzeczywistością, ponieważ dla różnych rodzai lotu i kątów natarcia $\frac{V_s}{V}$ i α_p ulegnie zmianie.

Ponieważ przebieg krzywej momentu zastępczego płata dla umieszczenia Śr. C. tego rodzaju, przy którym dla kąta równowagi $\frac{M_w}{q} = 0$, jest bardzo stromy, minimalne wychylenie lub przesunięcie krzywej momentów zastępczych opierzenia powoduje znaczne zmiany w warunkach równowagi. Potwierdza to w zupełności wniosek, wysnuty z N. A. C. A. „Technical Memorandum" Nr. 551, a mianowicie:

„We wszystkich wypadkach do tej pory obserwowanych, jeżeli Śr. C. umieszczony był daleko w tyle cięciwy, zmiany w warunkach równowagi wskazywały na wzrost różnic".

Z wykresu, zamieszczonego obok wynika, że samolot o równowadze obojętnej dla lotu szybowego, będzie ciężkim na ogon dla lotu silnikowego. Absolutna równowaga dla tego samego kąta natarcia płata nie jest możliwa.

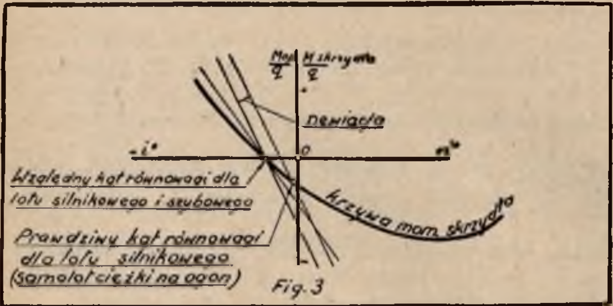


Fig. 3

W wypadku umieszczenia Śr. C. normalnego, w obecnej praktyce stosowanego, należy tak dobrać położenie krzywej momentów opierzenia $\frac{M_t}{q}$, aby w położeniu dla lotu silnikowego, krzywa momentów opierzenia przecinała się z krzywą momentów skrzydła w punkcie, odpowiadającym kątowi natarcia płata przy szybkości handlowej, natomiast po odjęciu gazu równowaga ma zachodzić dla kąta, odpowiadającego wzrostowi szybkości o 10 do 20% szybkości ekonomicznej.

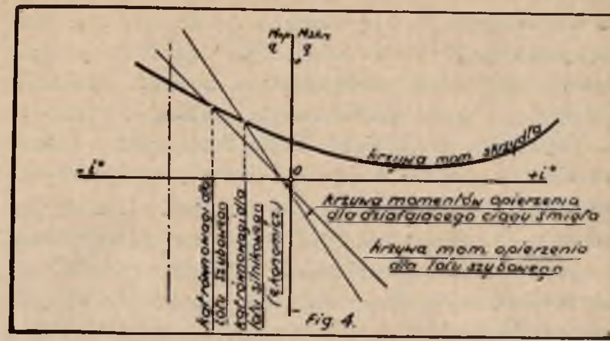


Fig. 4.

W wypadku konkretnego obliczenia stateczności, wykreślenie krzywych $\frac{M_w}{q}$ i $\frac{M_t}{q}$ nie przedstawia zbytnich trudności. Można więc zawsze dodatkowo skonstruować sobie krzywą $\frac{M_t'}{q}$, dla lotu silnikowego i na podstawie jej przebiegu zdać sobie sprawę ze stanu stateczności i równowagi.

Jeżeli osiągnięcie równowagi dla lotu silnikowego, przy uwzględnieniu poprzednich założeń, nie jest możliwe dla wymaganego na podstawie obliczeń aerodynamicznych kąta lotu przy szybkości ekonomicznej, należy pamiętać, że konstruktor z łatwością może zmienić przebieg krzywej $\frac{M_t'}{q}$, zmieniając stosunek powierzchniowy części opierzenia, objętej działaniem ciągu śmigła, do części, znajdującej się poza działaniem. Można to uzyskać drogą:

1) Zmiany kształtu opierzenia,

2) zmiany wydłużenia opierzenia,

3) zmiany położenia opierzenia w stosunku do kręgu działania ciągu śmigła,

i tem samem uzyskać zmianę wartości momentu, przyczem bezwzględnie należy wprowadzić w rachunek współczynnik wydajności opierzenia, inny dla części objętej działaniem ciągu śmigła, inny dla części opierzenia poza działaniem ciągu i wreszcie inny dla całkowitego opierzenia w locie szybowym.

Z rozważań, przeprowadzonych powyżej, wynika:

1) Z punktu widzenia zapewnienia samolotowi samoczynnego przechodzenia w lot szybowy, należy umieścić Śr. C. i opierzenie w ten sposób, aby po zatrzymaniu silnika, samolot składową siły swej ciężkości zastępował ciąg śmigła i nie doznając ubytku szybkości, nie miał tendencji do przejścia na kąty natarcia płata odpowiadające utracie szybkości, co daje się uzyskać przez umieszczenie Śr. C. w takiem położeniu, aby wypadkowa płatowca dawała moment z lekką tendencją do pikowania.

2) Umieszczenie opierzenia należy tak dobierać, aby wpływ ciągu śmigła oddziaływał na moment opierzenia w wymaganych granicach.

3) Nie umieszczać Śr. C. zbyt blisko krawędzi natarcia płata (wyjątek stanowią dolnopłaty, gdzie poło-

żenie Śr. C. dochodzi do 23% głębokości średniej cięciwy), jakkolwiek ze względu na wielkość opierzenia poziomego, korzystne jest położenie Śr. C. zprzodu, ponieważ przebieg $\frac{M_w}{q}$ jest mało stromy, jednak ze względu na sterowość, położenie Śr. C. zprzodu średniej cięciwy wymaga dużych powierzchni statecznika i steru, lub też całkowicie ruchomego opierzenia.

Dla zapewnienia stateczności, korzystniejsze więc jest położenie Śr. C. w tyle średniej cięciwy, jednak dla każdego typu samolotu istnieje pewne „Optimum" położenia, dające przy *minimalnej dopuszczalnej wielkości opierzenia wystarczającą sterowność*. (Patrz „Engineering Aerodynamics" by W. S. Diehl, str. 100). Dla górnopłatów np. najkorzystniejsze położenie Śr. C. waha się przeciętnie w granicach 28 do 34% średniej cięciwy. W każdym jednak wypadku badanie w tunelu aerodynamicznym, zależnie od właściwości profilu pozwoli na racjonalne określenie położenia Śr. C., przyczem charakter krzywej momentów, określony wartością $\frac{dc_m}{di}$ zależeć będzie każdorazowo od t. zw. *stateczności rodzajowej*, t. j. stateczności przynależnej do rodzaju przeznaczenia i wielkości samolotu.

Drugą metodą, z którą z kolei się zapoznamy jest metoda obliczenia wpływw ciągu śmigła podana w książce p. t. „Stabilité des Avions" przez p. L. Breguet'a.

W rozdziale zatytułowanym „Influence du soufle des helices", autor w celu uwzględnienia ciągu poleca pomnożyć wartość C_x opierzenia przez współczynnik

$$p_1 = 1 + \frac{4 \, . \, S}{\pi \, d^2} \, C_x$$

gdzie S oznacza powierzchnię skrzydła, d średnicę śmigła, a C_x współczynnik oporu płatowca.

Łatwo udowodnić, że metoda ta jest identyczna co do rezultatów z metodą poprzednio opisaną, gdzie jako wartość Lc_t' przyjmowaliśmy:

$$Lc_t' = Lc_t \, . \left(\frac{V_s}{V}\right)^2.$$

Na podstawie równania ilości ruchu, możemy stosunek $\frac{V_s}{V}$ przedstawić w znacznem przybliżeniu następującem równaniem:

$$\frac{V_s}{V} = \sqrt{1 + \frac{20{,}5 \; T}{d^2 \, . \, V^2}} \quad \text{gdzie } T = \text{ciągowi śmigła,}$$

a następnie wstawiając we wzorze zamiast T wartość

$$T = \frac{C_x \, . \, S \, . \, V^3}{16}$$

stwierdzimy, iż oba wzory są identyczne i prowadzą do tych samych wyników.

Operowanie jednak wzorem Breguet'a jest dla konstruktora dużo dogodniejsze, ponieważ posiadając znane z obliczeń aerodynamicznych wartości C_x, możemy je bez trudu wstawić w poprzednie równanie i w ten sposób oszczędzić sobie pracy obliczania stosunku $\frac{V_s}{V}$.

Należy zwrócić uwagę, iż C , odnosi się do oporu całego płatowca, a nie wyłącznie części, objętej działaniem ciągu, ponieważ pochodzi ono z zastąpienia wartości na ciąg śmigła przez $\frac{C_x , \ . V^3}{16}$.

Również w tej samej książce znajdujemy wzmiankę, że wartość $\frac{4 \, . \, S}{\pi \, d^2} \, C_x$ należy pomnożyć przez pewien współczynnik, zmieniający się od 0,5 do 1, i zależny od umieszczenia opierzenia w stosunku do kręgu śmigła.

Wytłumaczenie to nie jest zupełnie jasne, ponieważ nie zawiera bliższych komentarzy, łatwo jednak zrozumieć, iż wielkość ta określa nam nic innego, jak tylko pewną wydajność opierzenia, objętego działaniem ciągu śmigła.

Wydajność ta zależeć będzie od następujących czynników:

1) umieszczenia opierzenia w stosunku do kadłuba, skrzydła, gondol, silnika i t. d.,

2) odległości opierzenia od płaszczyzny śmigła,

3) położenia śmigła w stosunku do opierzenia.

Wszystkie te czynniki będziemy jednoczyć pod jedną nazwą, którą określimy jako „wydajność opierzenia w ciągu śmigła", w przeciwieństwie do wydajności opierzenia w locie szybowym, których to wydajności nie można pod żadnym względem identyfikować.

Wprowadzamy tutaj po raz pierwszy wartość odległości śmigła od opierzenia. Odległość ta, jak następnie zobaczymy, posiada również pewien wpływ na wielkość zmian momentu opierzenia.

Tem się też tłomaczy, że np. w samolotach wodnych, gdzie w locie silnikowym, silniki wywierają znaczny moment względem Śr. C., usunięcie którego to momentu powodowałoby ciężkość samolotu na ogon, opierzenia są objęte w dużym procencie ciągiem śmigła i są umieszczone dosyć blisko śmigła, w przeciwieństwie do samolotów lądowych.

$$\text{Ponieważ } V_s^2 = V^2 + V^2 \frac{4 \; S}{\pi \, d^2} \, C_x \quad a \quad C_x = \frac{16 \, . \, T}{S \, . \, V^3}$$

$$\text{więc } V_s^2 = V^2 + \frac{4}{\pi \, d^2} \, . \, \frac{16 \, . \, T}{V}$$

Wstawiając, jako wartość $\frac{\pi \, d^2}{64}$, wartość „a" otrzymamy:

$$V_s^2 = V^2 + \frac{T}{a \, . \, V}$$

Widać z tego, że wielkość przyrostu kwadratu szybkości lotu, $V_s^2 - V^2 = \frac{T}{a \cdot V}$ jest wprost proporcjonalna do ciągu śmigła i odwrotnie proporcjonalna do ilości powietrza, które przepływa poprzez śmigło w jednostce czasu, czyli do t. zw. ilości ruchu. Jest to zresztą zupełnie zgodne z elementarną zasadą z teorji śmigieł.

Na podstawie tego, w wypadku silników, umieszczonych w tandemie, należy wartości $\frac{\pi d^2}{4}$ we wzorze Breguet'a mnożyć przez 2, ponieważ wartość C_x, jako odnosząca się wielkości oporów, pokonywanych przez ciąg śmigła, wstawiona jest dla całego płatowca.

Dla wielosilnikowych samolotów, o różnych mocach silników i różnych średnicach śmigieł, należy dla obliczenia wzrostu szybkości V_s przyjąć do rachunku tylko tę część całkowitego oporu płatowca, która przypada w udziale tylko na ten jeden rozpatrywany silnik i rozpatrywać oddziaływanie na opierzenie jako sumę poszczególnych oddziaływań każdego z silników o różnych szybkościach strumienia powietrza, pochodzącego od ciągu śmigła i o różnych wydajnościach. (W zależności od położenia silników w stosunku do umieszczenia opierzenia, skrzydeł, kadłuba i t. d.).

UWZGLĘDNIENIE ZMIAN SZYBKOŚCI STRUMIENIA POWIETRZA W CIĄGU ŚMIGŁA NA SKUTEK INTERFERENCJI KADŁUBA, SKRZYDEŁ I LEPKOŚCI POWIETRZA.

Z teorji ilości ruchu wiadomo, że w celu wywołania ciągu, śmigło musi przepuścić po przez siebie odpowiednią ilość powietrza o kierunku ruchu, skierowanym przeciwnie do ciągu.

Podobnie na skutek momentu kręcącego śmigło, powietrze również musi uzyskać ruch obrotowy. Na skutek czego, powietrze, po przejściu po przez śmigło, będzie się poruszało spiralnie.

Średnica tego słupa, jak wynika z równania Bernoulli'ego $H = p + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 =$ Const, gdzie $H =$ całkowitemu ciśnieniu, będzie zmieniać się, zależnie od szybkości, tak, że im większa będzie szybkość ciągu śmigła, tem nastąpi większe przewężenie i zmniejszenie przekroju słupa ciągu śmigła.

Ponieważ ze wzoru na stosunek $\frac{V_s}{V}$ widać przejrzyście, że przyrost V_s będzie największym dla szybkości małych lotu V, a natomiast nieznacznym dla szybkości maksymalnej lotu, wynika z tego, że z największem przewężeniem słupa powietrza będziemy mieli do czynienia przy małych szybkościach.

Przewężenie to daje się dobrze zaobserwować w czasie próby silnika na samolocie, spoczywającym na ziemi, wtedy bowiem szybkość $V = 0$, a szybkość V_s dochodzi do wartości około 0,65% szybkości maksymalnej lotu. (Warner).

Ponieważ w obliczeniach stateczności podłużnej dla lotu silnikowego, potrzebna nam znajomość średnicy słupa ciągu śmigła, należałoby przyjąć D nieco zredukowane i np. Warner poleca (Aerodynamics, str. 244) przyjęcie średnicy słupa $= 0,9\ D$. (The stream-lines converge after the air passes through the propeller, so that the diameter of the slip-stream is redused, and it is commonly taken as having a diameter 0,9 that of the propeller).

Na skutek obecności kadłuba, który niejako rozpiera strumień ciągu śmigła, praktycznie możemy przyjąć dla śmigła ciągnącego, średnicę strumienia równą średnicy śmigła. (F. E. Weick, Aircraft Propeller Design., str. 104. „With a body of average size behind the propeller, the slip-stream does not usually neck down, but is spread so that diameter is at no point smalle than the propeller").

Jeżeli jednak uwzględnimy tarcie wzajemne powietrza, poruszającego się z różnemi szybkościami na skutek lepkości i uwzględnimy fakt, że w pewnej odległości poza kadłubem, szybkości muszą się wyrównać, wtedy będziemy mogli podzielić strumień ciągu śmigła na rdzeń, będący stożkiem o stałej szybkości „V''_s" i część zewnętrzną o szybkościach zmiennych od V_s do V.

Przedstawiać się to będzie graficznie następująco:

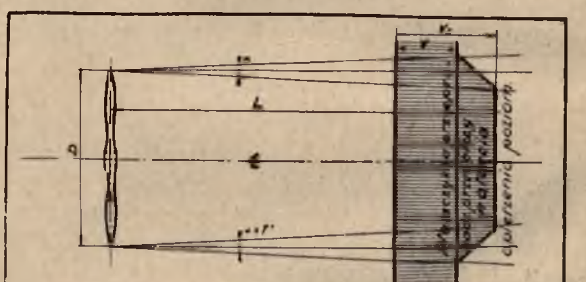


Fig. 5

Kąt α można w dużem przybliżeniu wyznaczyć, będzie się on wahał w bliskich granicach 7°.

Na skutek obecności kadłuba, poza śmigłem i tarcia powietrza o niego, jak na skutek tego, że część śmigła przy piaście jest zazwyczaj mało wydajna, będziemy mieli jeszcze dodatkową część wewnętrzną rdzenia o zmniejszonej szybkości. W porównaniu do wykresu rozkładu szybkości, umieszczonego powyżej, otrzymamy zmieniony przebieg rozkładu, uwzględniający zmianę V_s w pobliżu osi ciągu.

Jest rzeczą niezwykle charakterystyczną i ciekawą, że wpływ tarcia powietrza o silnik, kadłub i t. d. jest takiej wielkości, że w wielu wypadkach otrzymujemy przyrost szybkości w pobliżu osi ciągu negatywny, a więc wartość $V_s - V$ negatywną. Ma to miejsce specjalnie

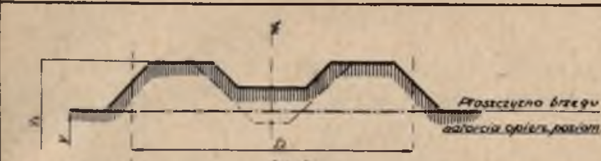


Fig. 6

dla dużych szybkości lotu, jak przekonamy się w dalszym ciągu z załączonych wykresów. Tłumaczy się to małym stosunkowo nadmiarem ciśnienia prędkości powietrza w ciągu śmigła przy wartości $\frac{V_s}{V}$ zbliżającej się do jedności.

Wpływ tarcia i zmiana przekrojów kadłuba, a mianowicie zmniejszanie się ich w pobliżu opierzenia, powoduje konieczność wzrostu ciśnienia statycznego kosztem szybkości. W wypadku małego nadmiaru ciśnienia dynamicznego, kosztem ubytku którego musi powstać odpowiednie ciśnienie statyczne, przy zmniejszających się przekrojach kadłuba, a zwiększającym się przekroju przepływu, może nastąpić zakłócenie strug, oderwanie się ich, w konsekwencji czego powstaną wiry (turbulent flow).

Natomiast dla szybkości małych lotu, stosunek $\frac{V_s}{V}$ rośnie, będziemy więc mieli duży nadmiar energji kinetycznej, tak, że nawet po uwzględnieniu wpływu tarcia, otrzymamy w miejscu umieszczenia opierzenia i w pobliżu osi płatowca pewien ubytek szybkości w środkowej części strumienia ciągu śmigła, jednak zazwyczaj wartość $(V_s - V)$ będzie pozytywna.

Wynika z tego wniosek, że wpływ ciągu śmigła winien być znaczny dla małych szybkości przy silniku otwartym. Że tak jest, łatwo sprawdzić w praktyce, chcąc sobie zapewnić posłuch sterów na małych szybkościach, np. w czasie lądowania piloci lubią przez krótkie otwarcie gazu wzmóc działanie sterów.

Najbardziej wyczerpujące doświadczenia, dotyczące pomiarów rozkładu szybkości w płaszczyźnie prostopadłej do krawędzi natarcia opierzenia poziomego, były przeprowadzone przez Royal Aircraft Establishment w Farnborough. Mianowicie dla samolotu B. E. 2c zostały pomierzone rozkłady szybkości w okolicy opierzeń dla różnych szybkości lotu i sporządzone odpowiednie wykresy, na których linjami konturowemi połączone są punkty jednakowych szybkości. Na wykresach tych przyjęto V lotu jako jednostkę, a przyrost lub ubytek szybkości, pochodzącej od ciągu śmigła, oznaczany w procentach szybkości lotu.

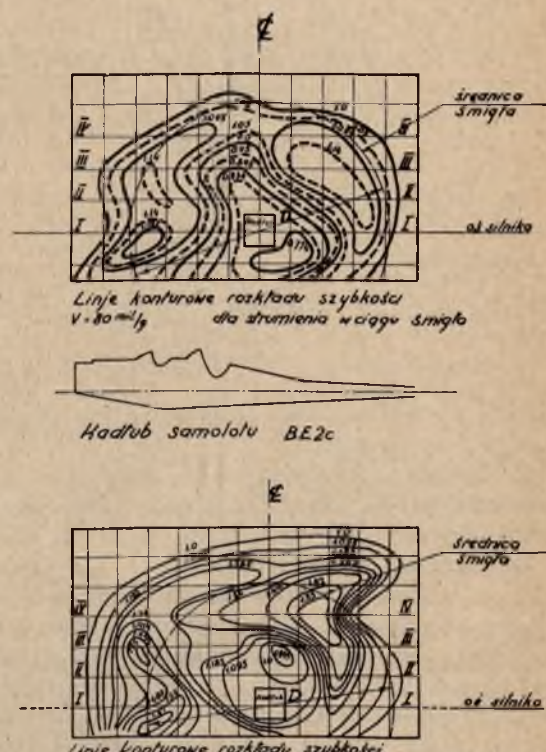
Wykresy zamieszczone są reprodukcjami wykresów, umieszczonych w książce „Screw Propellers for Aircraft" przez H. C. Wats'a.

Z wykresów tych widać, że szybkość w ciągu śmigła osiąga swoje maksimum w dwu oddzielnych punktach, położenie których to punktów zmienia się w zależności od szybkości lotu samolotu. Dla szybkości mniejszych, czyli zwiększonego przyrostu $V_s - V$, przesuwają się one zgodnie z ruchem łopatek śmigła.

Wytłumaczenie faktu powstawania dwu punktów, szczytów największej szybkości, tłumaczy się tem, że zaraz po opuszczeniu płaszczyzny śmigła, słup ciągu śmigła zostaje rozbity na dwa strumienie, tak obecnością kadłuba, jak i skrzydłami lub skrzydłem. Obrócenie się i położenie asymetryczne szczytów jest wywołane ruchem obrotowym słupa, o którym to ruchu wspomniano na początku tego rozdziału.

Jeżeli wykresy linij konturowych szybkości w ciągu śmigła poprzecinamy płaszczyznami równoległemi do płaszczyzny opierzenia poziomego i sporządzimy sobie nowe wykresy rozkładu szybkości w tychże płaszczyznach poziomych, to przekonamy się, że:

1) w zależności od położenia opierzenia w stosunku do kadłuba może istnieć obszar przyrostów szybkości $V_s - V$ negatywnych. Obszar ten jest tem większy, im



na podstawie „The Design of Screw Propellers" przez H.C. Watts'a

Fig. 7.

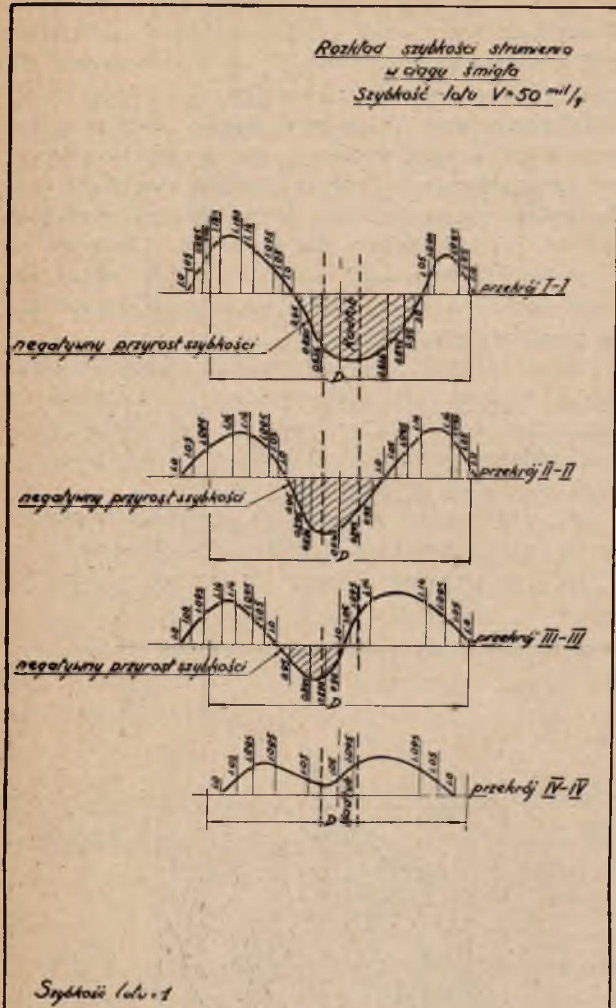


Fig. 8.

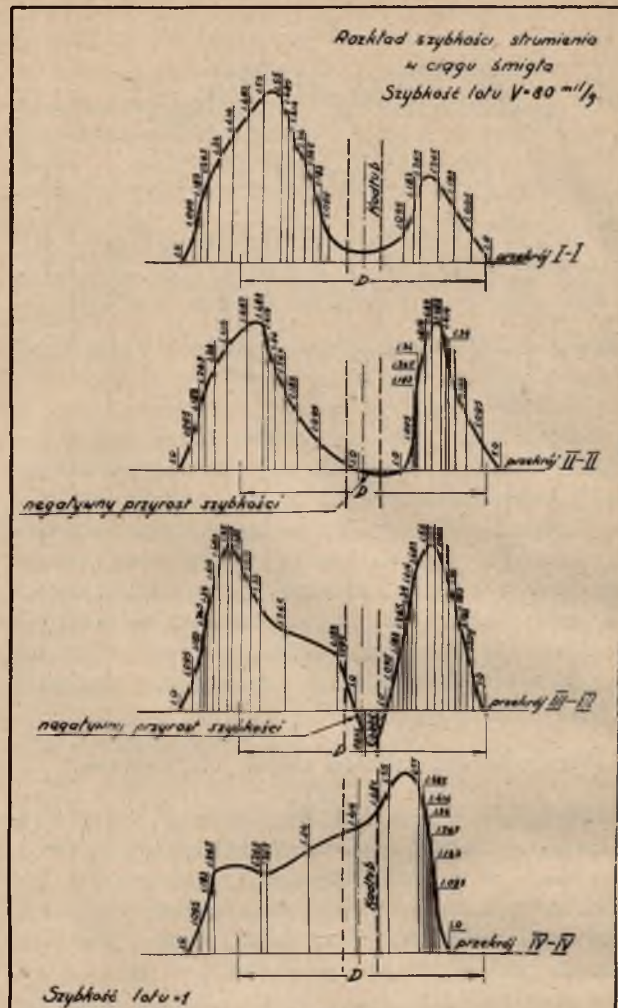


Fig. 9.

większa jest szybkość lotu i im bliżej osi kadłuba opierzenie jest umieszczone;

2) Zgodnie z równaniem na V_s stwierdzono eksperymentalnie, że dla małych szybkości lotu występują znaczne przyrosty szybkości w ciągu śmigła i na odwrót;

3) charakter rozkładu szybkości w płaszczyznach poziomych, t. j. odpowiadających ew. położeniom opierzenia poziomego, jest ciągły. Obszar, objęty działaniem ciągu, jest nieco większy, aniżeli odpowiadający danej cięciwie lub średnicy śmigła. Maksima krzywych rozkładu prędkości są asymetryczne i różne co do wielkości na skutek: a) składowej szybkości obrotowej i b) na skutek oddziaływania ścian kadłuba i płaszczyzn nośnych.

Żałować należy niestety, że nie zostały wykonane pomiary rozkładu szybkości dla przestrzeni, położonej poniżej kadłuba, zwłaszcza dla małych szybkości, odpowiadających dużym kątom natarcia. Stanowiłoby to dobre porównanie z badaniami, opublikowanemi w wydawnictwie „The Journal of the R. A. S." z kwietnia 1932 r. przez prof. Lachmana.

Prof. Lachman w swej pracy na temat „Control Beyond The Stall", w trakcie badania czułości sterów na dużych kątach natarcia, również i poza kątami, odpowiadającemi stracie możności, spotkał się z istnieniem poza skrzydłem w górze jego i na dole dwu cieni (wind shadows), wewnątrz których ciśnienie znacznie się obniża w porównaniu z niezakłóconym spływem.

Redukcja ciśnienia występowała tem większa, im samolot przechodził na wyższe kąty natarcia, podczas czego cienie przesuwały się ku górze.

Wnioski odnośnie do tworzenia się cieni zostały wyciągnięte następujące: 1) dla małych kątów natarcia poniżej utraty szybkości cień jest poniżej skrzydła i wskazuje kierunek dewiacji;

2) dla zbliżającego się kąta utraty szybkości fala podnosi się ku górze i dla kątów wyższych od maksy-

malnej szybkości w środku skrzydła znajduje się akuratnie poza skrzydłem;

3) wreszcie wewnątrz fali jest znaczna redukcja ciśnienia prędkości, która to redukcja obniża stateczność i sterowność.

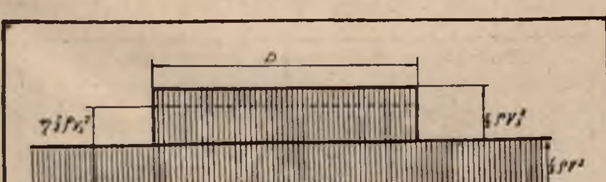
Jeżeli weźmiemy pod uwagę, że w specjalnych warunkach możemy się spotkać również z obniżeniem ciśnienia, wywołanem źle dobranemi kształtami kadłuba co specjalnie ma miejsce dla dużych kątów natarcia i t. d., należy położenie opierzeń wystudjować, aby kosztem minimalnej powierzchni uzyskać maksymalny efekt, dlatego też badanie rozkładu ciśnienia w okolicy opierzeń metodą, opisaną w tej samej publikacji, jest dla modeli niezwykle wskazane.

Doświadczenia profesora Lachmana dają wytłomaczenie, dlaczego wydajność części opierzenia, leżącego poza granicami ciągu śmigła wahać się może w dość znacznych granicach. Zbiegiem okoliczności, można opierzenie umieścić właśnie w jednej „wake", jakkolwiek dla dobrych rozwiązań umieszczeń opierzeń, wydajność wahać się będzie w granicach od 0,9 do 1.

Zbadanie ciśnienia przez pomiar przyrządem, złożonym z kilku rurek Pitota drogą pomiarów tunelowych, może zawsze w porę zapobiec niepotrzebnym komplikacjom, jak również niebezpiecznemu zjawisku, znanemu pod nazwą „buffeting".

Wracając do zasadniczego tematu, a mianowicie obliczenia wpływu ciągu śmigła na wielkość momentu opierzenia, przystąpimy do wprowadzenia prostego wzoru, który uwzględni lepkość strumienia powietrza.

W wypadku najprostszym gazu idealnego i przy założeniu rozpiętości opierzenia równej średnicy, względnie cięciwie śmigła mamy rozkład ciśnienia następujący:


fig. 10.

Przez wprowadzenie wydajności „μ" obniżamy wartość przyrostu ciśnienia prędkości, na skutek czego i wartość momentu opierzenia względem Śr. C. ulegnie zmianie na:

$$M_t^1 = Lc_t \cdot S_t \cdot (x_t - a) \; V_s^2 \cdot \rho \cdot \mu$$

Dla tego rodzaju umieszczenia opierzenia „μ" można oznaczyć na podstawie badań w tunelu aerodynamicznym, ponieważ zmiana „μ" zależeć będzie jedynie od zmiany ciśnienia dynamicznego. Wyznaczywszy odpowiednie „μ", należy wartość wydajności pomniejszyć w zależności od umieszczenia opierzenia w stosunku do kadłuba. Wpływ kadłuba waha się w granicach 8—15% wydajności idealnej i zależy od kształtu, wykroji, wiatrochronów wystających i t. d.

Następną stratą będzie wpływ szpary i wycięcia na ster kierunku w sterze wysokości. Strata ta wynosi 5 — 8% wydajności idealnej.

Jeżeli nie jest możliwe przeprowadzenie badań tunelowych dla stwierdzenia wydajności opierzenia, można posługiwać się wtedy pewnymi współczynnikami, podanemi przez Breguet'a w książce „Stabilité longitudinale des Avions", lub też „Stabilité, centrage et maniabilité des Avions" przez M. Roy'a.

W obu rozprawach nośność opierzenia przedstawiona jest jako funkcja linjowa $L_c = A + Bi$, gdzie spółczynnik B zależnym jest jedynie od wydłużenia płaszczyzny nośnej (na podstawie Prandtl'a).

Przy uwzględnieniu działania ciągu śmigła (μ_1) i wpływu zmniejszenia szybkości strumienia po opuszczeniu skrzydła (μ_2) z V na V_2, spółczynnik „B" zmieni swą wartość na $B'' = \mu_1 \, \mu_2 \, B$.

Mając zazwyczaj dane wykresy charakterystyczne pomiarów tunelowych dla opierzenia o pewnym obranym profilu, nie potrzebujemy stwarzać sobie przybliżonych wartości, wobec czego wprost wartość L_c należy mnożyć przez μ_1 i μ_2.

Ponieważ μ_1 wymaga specjalnego omówienia, zajmiemy się na razie współczynnikiem μ_2. μ_2 odnosi się do zmniejszenia szybkości powietrza po przepływie po przez skrzydło, a mianowicie pewna masa powietrza w okolicy opierzenia posiada zmniejszoną prędkość na V_2.

$$\mu_2 = \left(1 - \frac{V_2}{V}\right)^2 \text{ gdzie } V = \text{ szybkości lotu.}$$

Na podstawie doświadczeń M. Toussaint'a, najmniejszy wpływ, czyli minimalne wartości μ_2 przypadają w obrębie przestrzeni, zawartej między poziomą, będącą przedłużeniem cięciwy i prostą, nachyloną do tej prostej pod kątem 5,6°, a przecinającej się z poziomą na krawędzi odpływu.

Dla wszelakich umieszczeń opierzenia wewnątrz tej strefy, μ_2 można ustalić na podstawie poniższej tablicy:

$\frac{x}{c}$	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5
μ_2 minim.	0,71	0,74	0,76	0,79	0,81	0,83	0,83

gdzie „x" oznaczy odległość brzegu odpływu skrzydła do brzegu natarcia opierzenia, a „c" oznacza średnią cięciwę skrzydła.

Dla umieszczeń opierzeń poza tą strefą, wartości μ_2 zawarte będą między jednością a wartościami, podanemi w tablicy na μ_2 dla odpowiednich $\frac{x}{c}$.

μ_2 nie jest zależne od wydłużenia opierzenia. Współczynnika, zależnego od wydłużenia opierzenia nie

wprowadzamy do rachunku, ponieważ musielibyśmy przyjąć pewne wydłużenie jako podstawowe, a wtedy, znając zmianę B' w zależności od λ, łatwo można by było określić zmianę nośności w zależności od kąta natarcia drogą wprowadzenia nowego współczynnika, zależnego wyłącznie od wydłużenia λ.

Współczynnik B' na podstawie teorji Prandtl'a zależy wyłącznie od λ (przez B' oznaczamy B w odniesieniu do opierzenia).

$$B' = \frac{B_0}{1 + \frac{B_0}{\lambda \cdot \pi}}$$

B_0 zostało określone przez Prandtl'a i Toussaint'a w przybliżeniu jako 5,3. Wtedy dla każdej zmiany wydłużenia otrzymamy nowe B', a mianowicie:

$\lambda =$	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5	5,5	6	6,5
$B' =$	2,87	3,16	3,39	3,57	3,72	3,85	3,97	4,06	4,13	4,21

Zmianę nośności opierzenia dla zmiennych wydłużeń wyznaczać nam będzie wprost stosunek odpowiednich B'.

Do zmiany tej nośności powrócimy jeszcze przy oznaczaniu wydajności opierzenia dla lotu silnikowego.

Przykład: Wydajność μ_2 opierzenia w locie szybowym wyniesie dla opierzenia leżącego na przedłużeniu cięciwy skrzydła i w odległości względnej $\frac{x}{c} = 3 : \mu_2 = 0{,}82$.

Ponieważ opierzenie rozpatrywane umieszczone jest w pośrodku kadłuba o przekroju owalnym, wydajność ta zmniejszy się jeszcze o 10%, a na skutek wycięcia na ster kierunku jeszcze o dalsze 5%.

Otrzymamy: $\mu_t = 0{,}82\ (100-15) = 0{,}82 .\ 85 = 69{,}5\%$ i tę wartość należy wstawić w równanie momentu opierzenia

$$M_t = Lc_t \cdot S_t \cdot (x_t - a) \cdot V^2 \cdot \mu_t \cdot \rho$$

OKREŚLENIE ŚREDNIEGO CIŚNIENIA DYNAMICZNEGO I WYDAJNOŚCI OPIERZENIA, OBJĘTEGO DZIAŁANIEM CIĄGU ŚMIGŁA.

Wykres Nr. 5 przedstawia rozkład prędkości w płaszczyźnie brzegu natarcia opierzenia. Jeżeli zamiast dla prędkości, sporządzimy sobie wykres odpowiadających ciśnień dynamicznych, wykres przedstawi się następująco:

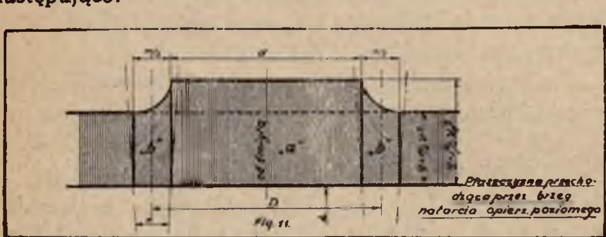


Fig. 11.

Posługiwanie się powyższym wykresem w praktyce byłoby uciążliwem ze względu na zmienną wartość ciśnienia prędkości w polach „b".

Zamiast kreślenia wykresu i planimetrowania, można posłużyć się następującym wzorem: Średnie ciśnienie prędkości pól „a" + „2b" wyniesie:

$$q_{śred.} = \frac{\rho \cdot [V_s^2 \cdot d + 2 \cdot V^2 \cdot m + {}^2/_3 \cdot (V_s^2 - V^2) \cdot m]}{2\,(D + m)}$$

$$q_{śred.} = \frac{\rho \cdot [V_s^2 \cdot (d - {}^2/_3 \cdot m) + V^2 \cdot {}^4/_3 \cdot m]}{2\,(D + m)}$$

D = średnicy śmigła.

Ponieważ „d" zależy od odległości „L" opierzenia od śmigła i $d = D - 0{,}122 .\ L$; a $m = 0{,}061\ L$, możemy poprzedni wzór przedstawić:

$$q_{śred.} = \frac{\rho \cdot [V_s^2 \cdot (D + 0{,}03 \cdot L) + V^2 \cdot 0{,}08 \cdot L]}{2\,(D + 0{,}06 \cdot L)}$$

a moment opierzenia, objętego działaniem ciągu śmigła

$$M_t^{=\prime} = Lc_t \cdot S_t^{=} \cdot (x_t - a) \cdot q_{śred.}$$

jeżeli przez $S_t^{=}$ oznaczymy powierzchnię opierzenia, objętą działaniem ciągu.

Znając prawo zmiany Lc_t na Lc_t' na skutek przyrostu szybkości V, możemy wykreślić wykres rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości opierzenia.

$$Lc_t' = Lc_t \cdot \left(\frac{V_s}{V}\right)^2$$

Przy uwzględnieniu zmiennych wartości V_s, otrzymamy wykres rozkładu wyporu na przestrzeni objętej działaniem śmigła następujący:

(n. p. dla $V_s = 1{,}3 \cdot V$).



Fig. 12

Rozkład ten przypomina nam rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości dla normalnego skrzydła i profilu. Na tej zasadzie możemy *przyjąć w znacznem przybliżeniu*, że rozkład wyporu w części, objętej działaniem ciągu, jest przybliżony do rozkładu takiego, jaki miałby miejsce, gdybyśmy posiadali tylko tą część opierzenia, która jest objętą działaniem ciągu śmigła i jak gdyby ta część opierzenia znajdowała się w stałej szybkości V_s.

Założenie to pozwala na przyjęcie dla części opie-

rzenia, objętej działaniem ciągu śmigła takiej wydajności, jaką posiadałoby w stosunku do rzeczywistego wydłużenia opierzenie o wydłużeniu mniejszem i rozpiętości, odpowiadającej sferze działania ciągu śmigła.

Znając μ opierzenia całkowitego i mnożąc je przez współczynnik z tabeli na B', a mianowicie $\frac{B_2'}{B_1'}$ jeżeli przez B'_1 oznaczymy współczynnik z tabeli dla wydłużenia rzeczywistego, a przez B'_2 dla wydłużenia pozornego, otrzymamy nowe μ opierzenia, objętego działaniem ciągu śmigła.

Obliczone μ należy pomniejszyć jeszcze o odpowiedni procent na skutek oddziaływania kadłuba i wykroju na ster kierunku i szpary między sterem i statecznikiem, aby otrzymać ostateczną wartość wydajności na podstawie której można ostatecznie przeliczyć wartość momentu opierzenia dla lotu silnikowego. Pozostała część opierzenia będzie posiadała μ wyznaczone wprost z tabeli na μ_2, przy odpowiednim stosunku $\frac{x}{c}$.

W trakcie całej rozprawy zupełnie celowo został pominięty moment ciągu śmigła względem Śr. C. Ponieważ kwestja obliczenia ciągu, jak również położenia Śr. C. nie nastręcza poważniejszych trudności konstruktorowi, należy moment ciągu względem Śr. C. uwzględnić w obliczeniach ogólnego momentu.

Przykład: (Dla opierzenia identycznego, jak podano w poprzednim przykładzie):

μ_2 części nie objętej działaniem ciągu śmigła $= 0{,}82$.

$\mu_{sl.}$ części objętej działaniem ciągu śmigła $=$

$$= 0{,}82 \cdot \frac{B_2'}{B_1'} = 0{,}82 \cdot \frac{3{,}16}{3{,}57}$$

$$\mu_{sl.} = 0{,}73$$

przy założeniu, że wydłużenie fikcyjnego opierzenia, objętego działaniem ciągu śmigła wynosi 2, a wydłużenie rzeczywiste całkowitego opierzenia wynosi 3,5.

Po odjęciu wpływu wykroju na ster kierunku i wpływu kadłuba, otrzymamy ostatecznie

$$\mu_{sl.} = 0{,}73 \cdot 0{,}85 = 0{,}62$$

przez które to μ_2 i $\mu_{sl.}$ należy pomnożyć odpowiednie powierzchnie opierzenia $S_t^{=}$ i S_t^{-} jeżeli $S_t^{=}$ oznacza powierzchnię opierzenia objętą działaniem ciągu, a S_t^{-} powierzchnię poza sferą działania ciągu.

Równania momentów opierzenia względem Śr. C. przybiorą postać:

$$M_t^{=} = Lc_t \cdot S_t^{=} \cdot (x_t - a) \cdot q_{\acute{s}red.} \cdot 0{,}62$$

$$M_t^{-} = Lc_t \cdot S_t^{-} \cdot (x_t - a) \cdot q \cdot 0{,}82$$

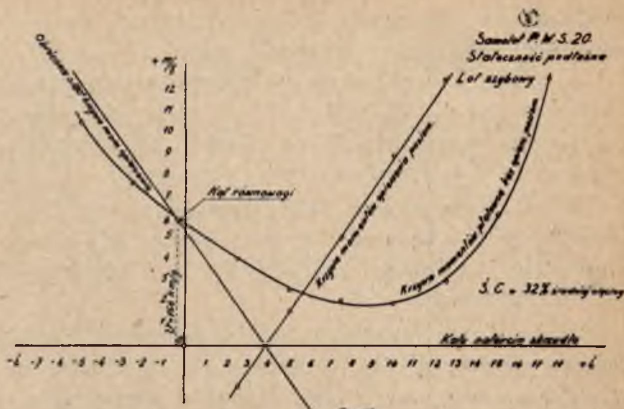


Fig. 13

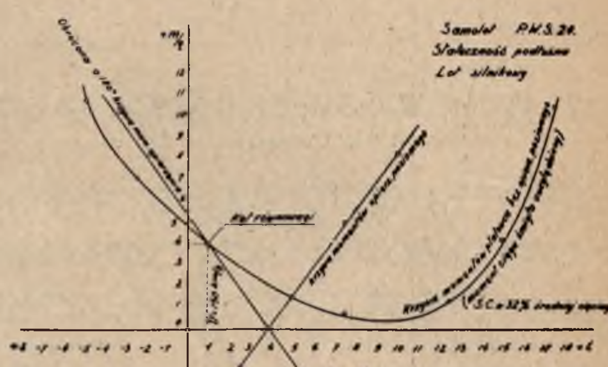


Fig. 14

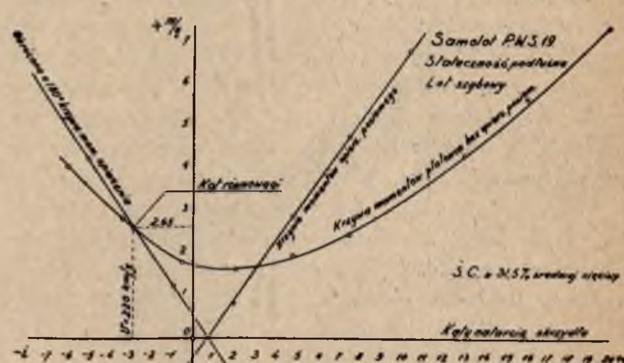


Fig. 15

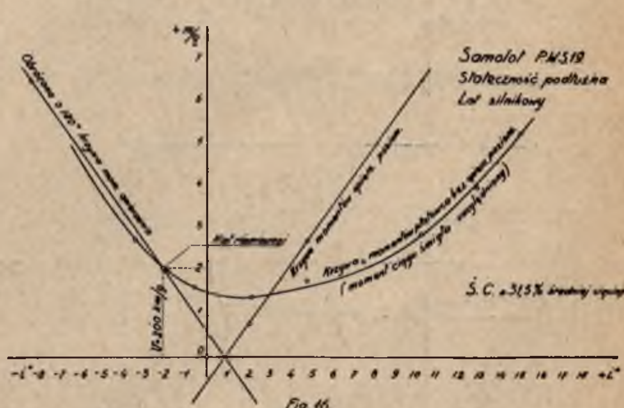


Fig. 16

Zaznaczam, że metoda ta była praktycznie zastosowana przy obliczaniu równowagi podłużnej samolotu P. W. S. 20, transportowego, 8-osobowego, z silnikiem Skoda-Lorraine 450 M. K. i P. W. S. 19, wywiadowczego, dwuosobowego, z silnikiem 520 M. K. „Hornet", przyczem w obu wypadkach dała dobre wyniki.

W celu zilustrowania kompletnych wykresów stateczności, po dwa wykresy, dotyczące wyważenia dla lotu silnikowego i szybowego samolotów P. W. S. 19 i P. W. S. 20, są załączone.

Cztery ostatnie wykresy zostały sporządzone przy łaskawej pomocy p. inż. J. Teisseyer'a, b. kierownika tunelu aerodynamicznego przy Podlaskiej Wytwórni samolotów.

WYKAZ LITERATURY Z KTÓREJ KORZYSTANO:

1) „Aerodynamics — przez E. P. Warner'a.

2) Engineering Aerodynamics — przez W. S. Diehl'a.

3) The Design of Screw Propellers — przez H. C. Watts'a.

4) Aircraft Propeller Design—przez F. E. Weick'a.

5) Technical Memorandum Nr. 551 (N. A. C. A.).

6) The Journal of The R. Aeron. Society Nr. 256.

7) Aerodynamik — przez Fuchs-Hopf'a.

8) Stabilité Longitudinale des Avions — przez L. Breguet'a.

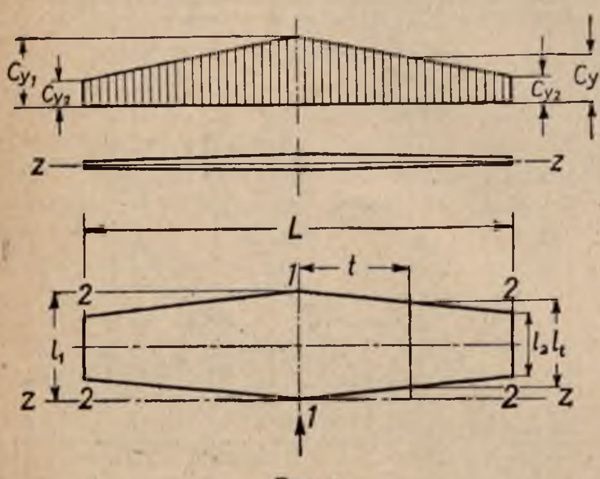
9) Stabilité, Centrage et Maniabilité des Avions— przez M. Roy'a.

Inż. SZYSZKOWSKI ALEKSANDER

Asystent Inst. Aerodyn. w Wa szawie

OKREŚLENIE WŁAŚCIWOŚCI AERODYNAMICZNYCH PŁATÓW O RÓŻNYCH OBRYSACH I ZMIENIAJĄCYCH SIĘ WZDŁUŻ ROZPIĘTOŚCI KSZTAŁTACH PROFILÓW

Najczęściej spotykane typy jednopłatowców posiadają płaty o zmieniających się wzdłuż rozpiętości kształtach profilów i obrysie rzutu poziomego różnym od prostokąta. Przy wstępnych obliczeniach aerodynamicznych i wytrzymałościowych płatowca, konstruktor ma trudności z określeniem właściwości aerodynamicznych projektowanego płata, gdyż dane laboratoryjne dotyczą przeważnie płatów o obrysie prostokątnym i stałych kształtach profilów. Zwłaszcza, nieznajomość rozkładu sił wzdłuż rozpiętości płata o zmiennych profilach, uniemożliwia dokładne obliczenie jego spółczynników aerodynamicznych. Tembardziej, że często zachodzi potrzeba umieszczenia w poszczególnych przekrojach płata profilów, których właściwości aerodynamiczne znacznie sie różnią między sobą. Opierając się jednakże na badaniach laboratoryjnych rozkładu ciśnień na modelach płatów, można wprowadzić pewne założenie, które pozwoli określić spółczynniki aerodynamiczne płata o zmiennych profilach z dokładnością, wystarczającą dla obliczenia stateczności podłużnej płatowca. Robimy mianowicie założenie, że spółczynniki C_y, C_x, C_m w poszczególnych przekrojach zmieniają się linjowo wzdłuż rozpiętości płata od wartości, odpowiadających jednemu profilowi zasadniczemu do wartości, odpowiadających profilowi drugiemu (rys. 1). Wskutek tego otrzymamy następujące zależności, określające wartości tych spółczynników w dowolnym przekroju, leżącym pomiędzy przekrojami, zawierającemi profile zasadnicze płata:



Rys. 1.

$$C_{y_t} = C_{y_1} + \frac{C_{y_2} - C_{y_1}}{\frac{L}{2}} \cdot t$$

$$C_{x_t} = C_{x_1} + \frac{C_{x_2} - C_{x_1}}{\frac{L}{2}} \cdot t$$

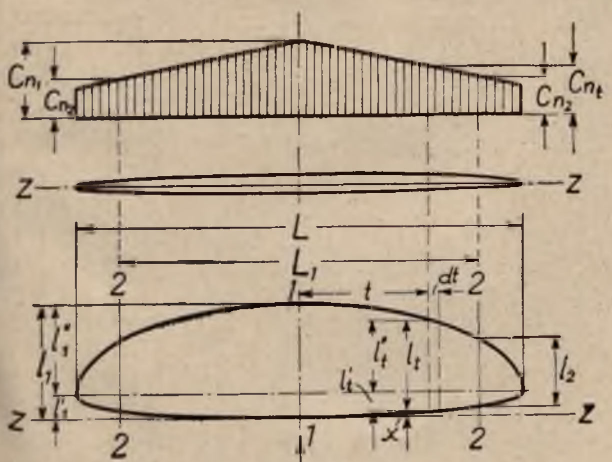
$$C_{m_t} = C_{m_1} + \frac{C_{m_2} - C_{m_1}}{\frac{L}{2}} \cdot t$$

Właściwości aerodynamiczne płatów o zmiennych profilach, w szczególności zaś spółczynnik momentu C_m zależą od kształtu jego obrysu. Wzory, określające wartości spółczynników aerodynamicznych, wyprowadzone tutaj, będą dotyczyły pewnych szczególnych kształtów obrysów, których równania dadzą się ująć w proste wyrażenia matematyczne. Obrysy płatów najczęściej stosowanych w konstrukcjach lotniczych, w wielu przypadkach można będzie sprowadzić do jednego z rozpatrywanych przykładów. Przy obliczeniach będziemy się posługiwali spółczynnikami aerodynamicznemi, dotyczącemi płatów prostokątnych o profilach zasadniczych, przyczem, zależnie od wydłużenia płata rozważanego, spółczynniki te, w razie różnicy wydłużeń, muszą być przeliczone na to samo wydłużenie według wzorów Prandtl'a.

Przedewszystkiem weźmiemy pod uwagę płaty płaskie, t. j. takie, cięciwy profilów których we wszystkich przekrojach leżą w jednej płaszczyźnie. Za kąt natarcia danego płata będziemy uważali kąt, jaki tworzy kierunek prędkości względnej z cięciwą profilu w przekroju środkowym.

Jako pierwszy przykład rozpatrzymy płaski płat o obrysie złożonym z dwóch różnych półelips (rys. 2), których mniejsze półosie są równe l'_1 i l''_1, przyczem ich stosunek oznaczymy przez k

$$k = \frac{l''_1}{l'_1}$$



Rys. 2.

Profile zasadnicze płata umieszczone są w przekrojach 1-1 i 2-2. Celem określenia momentu wypadkowego M_z siły aerodynamicznej względem prostej z-z, przechodzącej przez krawędź natarcia profilu w przekroju środkowym i prostopadłej do płaszczyzny symetrji płata, rozważmy element płata o szerokości dt w odległości t od płaszczyzny symetrji. Spółczynniki aerodynamiczne, odniesione do elementu o powierzchni $l_t\ dt$, oznaczmy przez C_{y_t}, C_{x_t}, C_{m_t}, C_{n_t} i C_{t_t}, zaś odpowiednie spółczynniki w przekrojach płata 1-1 i 2-2 przez C_{y_1}, C_{x_1}, C_{m_1}, C_{n_1} i C_{t_1} oraz C_{y_2}, C_{x_2}, C_{m_2}, C_{n_2} i C_{t_2}. Dla uproszczenia rachunku będziemy się posługiwali spółczynnikami C_n i C_t, a nie C_y i C_x, w ten sposób bowiem unikniemy konieczności uwzględniania kąta natarcia. Moment siły elementarnej, działający na element $l_t\ dt$, względem prostej z-z wyrazi się jak następuje:

$$dM_z = \left(C_{m_t} + \frac{x}{l_t} C_{n_t}\right) \frac{q}{100} l_t^2\, dt$$

Wartości spółczynników aerodynamicznych w bieżącym przekroju płata są równe:

$$C_{m_t} = C_{m_1} + \frac{C_{m_2} - C_{m_1}}{\frac{L_1}{2}} . t$$

$$C_{n_t} = C_{n_1} + \frac{C_{n_2} - C_{n_1}}{\frac{L_1}{2}} . t.$$

Podstawiając powyższe zależności oraz wartości x i l_t wynikające z równania elipsy, do poprzedniego wyrażenia, otrzymamy:

$$dM_z = \left[l_1^2\left(1 - \frac{4t^2}{L^2}\right)\left(C_{m_1} + 2\,\frac{C_{m_2} - C_{m_1}}{L_1} . t\right) + \right.$$

$$+ \frac{l_1^2}{1+k}\left(1 - \sqrt{1 - \frac{4t^2}{L^2}}\right)\sqrt{1 - \frac{4t^2}{L^2}}\left(C_{n_1} + \right.$$

$$\left.\left. + 2\,\frac{C_{n_2} - C_{n_1}}{L_1} . t\right)\right] \frac{q}{100} . dt$$

Zatem moment wypadkowy wyrazi się jak następuje:

$$M_z = 2\int_0^{\frac{L}{2}} \left[l_1^2\left(1 - \frac{4t^2}{L^2}\right)\left(C_{m_1} + 2\,\frac{C_{m_2} - C_{m_1}}{L_1} . t\right) + \right.$$

$$+ \frac{l_1^2}{1+k}\left(1 - \sqrt{1 - \frac{4t^2}{L^2}}\right)\sqrt{1 - \frac{4t^2}{L^2}}\left(C_{n_1} + \right.$$

$$\left.\left. + 2\,\frac{C_{n_2} - C_{n_1}}{L_1} . t\right)\right] \frac{q}{100} . dt$$

Po scałkowaniu i podstawieniu granic, znajdziemy:

$$M_z = \frac{q . S . l_1}{300 . \pi . m_1} \left\{ (8\,m_1 - 3)\, C_{m_1} + 3\, C_{m_2} + \right.$$

$$\left. + \frac{1}{1+k} \left[(3\pi\, m_1 - 8\, m_1 - 1)\, C_{n_1} + C_{n_2} \right] \right\}$$

gdzie:

$$m_1 = \frac{L_1}{L}$$

S — powierzchnia rzutu poziomego płata.

Moment siły aerodynamicznej, działającej na płat, możemy wyrazić zapomocą następującego wzoru:

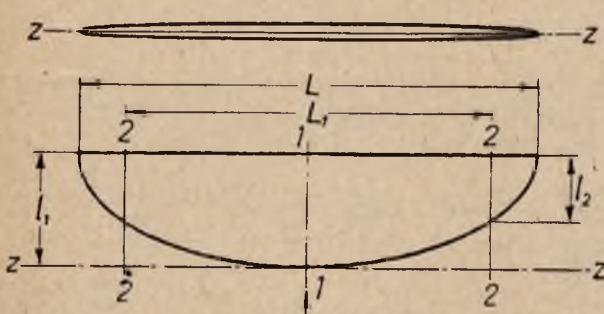
$$M_z = \frac{C_{m_z}}{100} q S l_1$$

Wobec tego wzór na spółczynnik momentu względem osi *z-z* otrzymamy w postaci następującej:

$$C_{m_z} = \frac{1}{3\pi m_1} \left\{ (8 m_1 - 3) C_{m_1} + 3 C_{m_2} + \right.$$
$$\left. + \frac{1}{1+k} \left[(3\pi m_1 - 8 m_1 - 1) C_{n_1} + C_{n_2} \right] \right\}$$

Wzór ten został wyprowadzony dla przypadku płata, obrys którego złożony jest z dwu różnych półelips, podstawiając zaś na k pewne wartości szczególne, otrzymamy wzory dla następujących płatów półeliptycznych i eliptycznego:

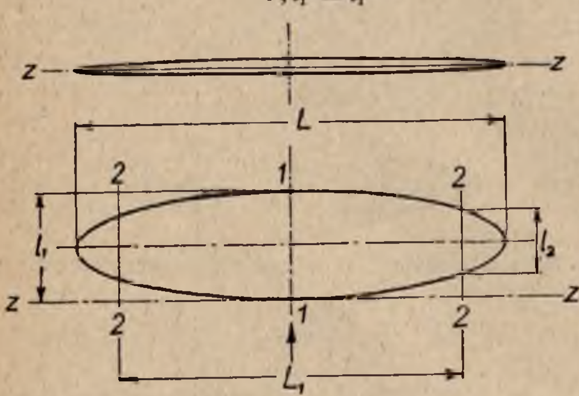
$$k = 0 \; ; \; l_1'' = 0$$



Rys. 3.

$$C_{m_z} = \frac{1}{3\pi m_1} \left[(8 m_1 - 3) C_{m_1} + 3 C_{m_2} + \right.$$
$$\left. + (3\pi m_1 - 8 m_1 - 1) C_{n_1} + C_{n_2} \right]$$

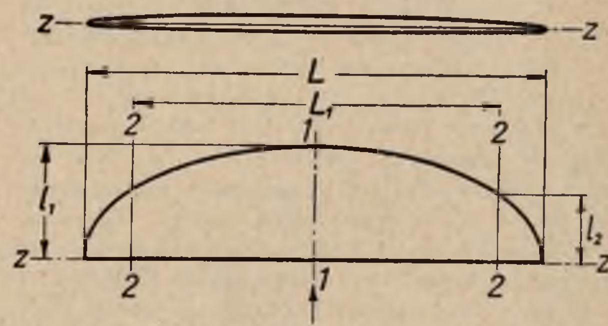
$$k = 1 \; ; \; l_1' = l_1''$$



Rys. 4.

$$C_{m_z} = \frac{1}{3\pi m_1} \left\{ (8 m_1 - 3) C_{m_1} + 3 C_{m_2} + \right.$$
$$\left. + \frac{1}{2} \left[(3\pi m_1 - 8 m_1 - 1) C_{n_1} + C_{n_2} \right] \right\}$$

$$k = \infty \; ; \; l_1' = 0$$



Rys. 5.

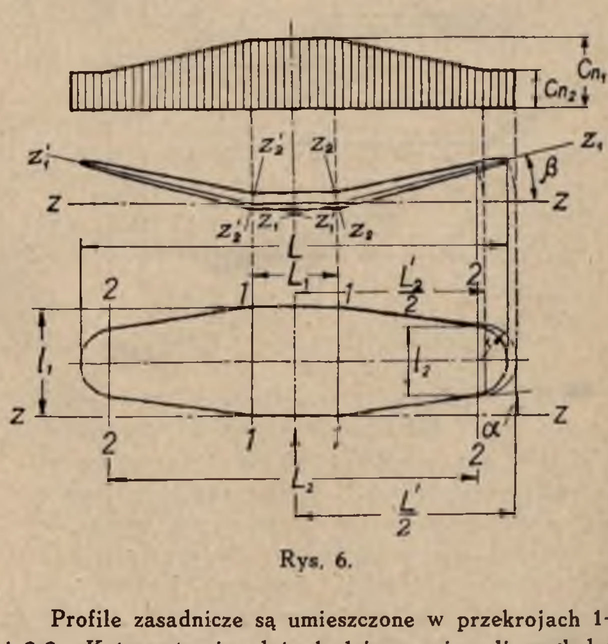
$$C_{m_z} = \frac{1}{3\pi m_1} \left[(8 m_1 - 3) C_{m_1} + 3 C_{m_2} \right]$$

Na podstawie podobnych rozważań, otrzymamy wzór w postaci ogólnej, określający wartości spółczynników C_y, C_x, C_n, C_t składowych siły aerodynamicznej dla wszystkich wyżej rozpatrywanych przypadków płatów eliptycznych:

$$C = \frac{l_1 L}{12 S} \left[(3\pi - 4) C_1 + 4 C_2 \right]$$

Zamiast C, C_1, C_2 do wzoru tego należy odpowiednio podstawić C_y, C_{y_1}, C_{y_2} albo C_x, C_{x_1}, C_{x_2} i t. d.

Teraz rozważmy przypadek bardziej ogólny, mianowicie, kiedy cięciwy profilów w poszczególnych przekrojach płata nie są do siebie równoległe, a pozatem płaszczyzna, zawierająca proste odniesienia momentów profilów w przekrojach 1-1 i 2-2, tworzy kąt β z płaszczyzną, przechodzącą przez cięciwę profilu w przekroju środkowym i prostopadłą do płaszczyzny symetrji płata. Na rys. 6 podane jest ukształtowanie płata, posiadającego wyżej wymienione cechy.



Rys. 6.

Profile zasadnicze są umieszczone w przekrojach 1-1 i 2-2. Kąty natarcia płata będziemy mierzyli względem cięciwy profilu w środkowym przekroju. Ponieważ cięci-

wy profilów w poszczególnych przekrojach płata nie są do siebie równoległe, więc kąt natarcia w przekroju 2-2 będzie się różnił od kąta natarcia profilu w przekroju 1-1 o wielkość kąta (δ), jaki tworzą rzuty cięciw tych profilów na płaszczyźnie, przechodzącej przez cięciwę profilu w przekroju 1-1 i prostopadłej do płaszczyzny, która zawiera proste odniesienia momentów profilów w przekrojach 1-1 i 2-2. Aby uniknąć uwzględniania zmienności kąta natarcia wzdłuż pozpiętości płata i uprościć sobie rachunek, należy przy kącie natarcia rozważanego płata naprzykład i_1 brać dla profilu w przekroju 1-1 spółczynniki C_n, C_t, C_m, odpowiadające temu samemu kątowi, zaś dla profilu w przekroju 2-2 — wartości tych spółczynników, odpowiadające kątowi natarcia $i_1 - \delta$. Co się zaś tyczy spółczynników C_n i C_t składowych normalnej i stycznej, to dla profilu, umieszczonego w przekroju 2-2, trzeba je przeliczyć na kierunki normalny i styczny w przekroju 1-1 według wzorów:

$$C'_{n_2} = C_{n_2} \cdot \cos\delta + C_{t_2} \cdot \sin\delta$$

$$C'_{t_2} = C_{t_2} \cdot \cos\delta - C_{n_2} \cdot \sin\delta$$

gdzie wartości C_{n_2} i C_{t_2} odpowiadają kątowi natarcia równemu $i_1 - \delta$

W ten sposób ustaliliśmy, jakie wartości poszczególnych spółczynników obu profilów zasadniczych będziemy uważali za odpowiadające sobie przy danym kącie natarcia płata. Pozostaje jeszcze do uwzględnienia kąt pochylenia bocznych części płata β). Moment wypadkowej siły aerodynamicznej, działającej na płat, będziemy obliczali względem prostej (z-z) przecięcia się dwu wzajemnie prostopadłych płaszczyzn, z których jedna zawiera cięciwę profilu w przekroju środkowym i jest prostopadła do płaszczyzny symetrji, druga zaś jest styczna do profilu środkowego przekroju płata. Moment ten w ogólnej postaci wyrazi się jak następuje:

$$M_z = M_{zp} + M_{z_1} \cdot \cos\beta - M_{z_2} \cdot \sin\beta + \\ + M_{z'_1} \cdot \cos\beta - M_{z'_2} \cdot \sin\beta$$

gdzie:

M_{zp} — moment względem prostej z-z siły aerodynamicznej, działającej na środkową prostokątną część płata.

M_{z_1} i $M_{z'_1}$ — momenty względem prostych z_1-z_1 oraz z'_1-z'_1 sił aerodynamicznych, działających na pochylone części płata po obu stronach płaszczyzny symetrji.

M_{z_2} i $M_{z'_2}$ — momenty względem prostych z_2-z_2 oraz z'_2-z'_2 sił aerodynamicznych, działających na pochylone części płata po obu stronach płaszczyzny symetrji.

z_1-z_1 i z'_1-z'_1 — proste przecinające w przekrojach 1-1 i 2-2 proste odniesienia momentów profilów zasadniczych.

z_2-z_2 i z'_2-z'_2 — proste przechodzące przez krawędzie natarcia profilów w przekrojach 1 - 1 i prostopadłe odpowiednio do prostych z_1-z_1 i z'_1-z'_1.

Ponieważ:

$$M_{z_1} \cdot \cos\beta = M_{z'_1} \cdot \cos\beta$$

$$M_{z_2} \cdot \sin\beta = M_{z'_2} \cdot \sin\beta$$

więc wyrażenie poprzednie można uprościć:

$$M_z = M_{zp} + 2\,(M_{z_1} \cdot \cos\beta - M_{z_2} \cdot \sin\beta)$$

Przy dalszych obliczeniach postępujemy w sposób analogiczny do przypadku płata płaskiego, uwzględniając zmienność spółczynników w poszczególnych częściach płata. Przyczem boczne części, pochylone, rozpatrujemy w rzucie na płaszczyznę, zawierającą proste odniesienia momentów profilów w przekroju 1-1 i 2-2. W części trapezowej spółczynniki będą się zmieniały linjowo od wartości, odpowiadających jednemu profilowi zasadniczemu do wartości spółczynników, odpowiadających profilowi drugiemu. Co się zaś tyczy części płata o obrysie odcinka kołowego, to przyjmujemy, że na całej długości $\frac{L'-L'_2}{2}$ wartości spółczynników aerodynamicznych będą stałe i równe spółczynnikom, odpowiadającym profilowi, umieszczonemu w przekroju 2-2. Po scałkowaniu i przeprowadzeniu szeregu uproszczeń algebraicznych, otrzymamy wzór, określający wartości spółczynników momentów C_{m_z} względem prostej z-z w postaci następującej:

$$\begin{aligned} C_{m_z} = {} & \frac{l_1 L_2}{12 S}\Big[12 m_0 + (1-m_0)(3+2n+n^2)\Big] C_{m_1} + \\ & + \frac{l_1 L_2}{12 S}\Big\{(1-m_0)(1+2n+3n^2) + \\ & + \frac{4 n^2 r_1}{\cos^3\alpha}\Big[2 - \sin\alpha\,(2+\cos^2\alpha)\Big]\Big\} C_{m_2} + \\ & + \frac{L_2^2 \operatorname{tg}\alpha}{24\cos\beta\, S}(1-m_0)^2(1+n)\, C_{n_1} + \\ & + \frac{L_2^2}{24\cos\beta\, S}\Big\{\operatorname{tg}\alpha\,(1-m_0)^2(1+3n) + \\ & + \frac{p_1^2}{\cos^3\alpha}\Big[3\,(\pi - \frac{\alpha}{90}\pi - \sin 2\alpha)\cos\alpha - \\ & - 4n\,(2 - 3\sin\alpha + \sin^3\alpha)\Big]\Big\} C'_{n_2} - \\ & - \frac{\operatorname{tg}\beta\, L_2^2}{24\cos\beta\, S}\Big\{(1-m_0)^2(1+n)\, C_{t_1} + \\ & + \Big[(1-m_0)^2(1+3n) + \\ & + \frac{3n\,p_1}{\cos^2\alpha}(1 - p_1\operatorname{tg}\alpha)(\pi - \frac{\alpha}{90}\pi - \sin 2\alpha) + 4n\,p_1^2\Big] C'_{t_2}\Big\} \end{aligned}$$

gdzie:

S — powierzchnia rzutu poziomego płata

$$m_0 = \frac{L_1}{L_2}$$

$$n = \frac{l_2}{l_1};\; p_1 = \frac{l_1}{L_2}$$

W przypadku, gdy kąt β nie przekracza 2^0 do 3^0, możemy przyjąć, że:

$$\operatorname{tg}\beta = 0$$
$$\operatorname{cs}\beta = 1$$

Wobec czego poprzedni wzór przyjmie postać:

$$C_{m_z} = \frac{l_1 L_2}{12 S} \left[12\, m_0 + (1 - m_0)\,(3 + 2n + n^2)\right] C_{m_1} +$$
$$+ \frac{l_1 L_2}{12 S} \left\{(1 - m_0)\,(1 + 2n + 3n^2) + \frac{4 n^2 p_1}{\cos^3\alpha} \left[2 -\right.\right.$$
$$\left.\left. - \sin\alpha\,(2 + \cos^2\alpha)\right]\right\} C_{m_2} + \frac{L_2^2 \operatorname{tg}\alpha}{24 S} (1 - m_0)^2 (1 +$$
$$+ n)\, C_{n_1} + \frac{L_2^2}{24 S} \left\{\operatorname{tg}\alpha\,(1 - m_0)^2 (1 + 3n) +\right.$$
$$+ \frac{p_1^2}{\cos^3\alpha} \left[3\left(\pi - \frac{\alpha}{90}\pi - \sin 2\alpha\right)\cos\alpha - 4n\,(2 -\right.$$
$$\left.\left. - 3\sin\alpha + \sin^3\alpha)\right]\right\} C'_{n_2}$$

Należy zwrócić uwagę, iż wzory te zostały wyprowadzone dla płata, część trapezowa którego jest trapezem równoramiennym. Będziemy jednak popełniali minimalny błąd, jeżeli zastosujemy je w przypadku płata, mającego część trapezową nierównoramienną, przyczem α będzie, jak poprzednio, kątem pomiędzy linją krawędzi natarcia profilów części trapezowej płata z prostą z-z, zaś przekrój 2-2, w którym jest umieszczony drugi profil zasadniczy, będzie przechodził przez punkt styczności łuku kołowego z bokiem trapezu od strony przedniej płata.

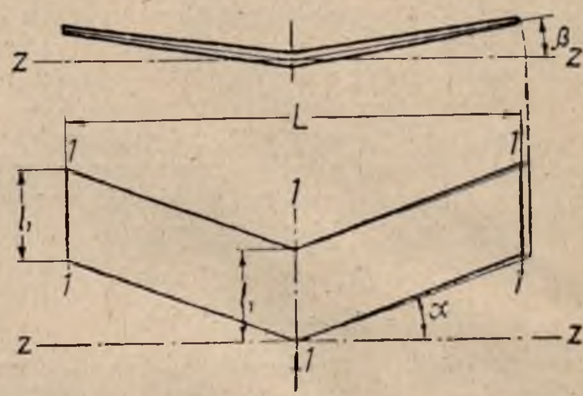
Wzór, określający wartości spółczynników C_y, C_x, C_n, C_t składowych siły aerodynamicznej dla płata o obrysie, podanym na rysunku 6, otrzymamy na podstawie podobnych rozważań w następującej ogólnej postaci:

$$C = \frac{l_1 L_2}{6 S} \left[6\, m_0 + (1 - m_0)\,(2 + n)\right] C_1 +$$
$$+ \frac{l_1 L_2}{6 S} \left\{(1 - m_0)\,(1 + 2n) +\right.$$
$$\left. + \frac{n\, p_1}{60 \cos^2\alpha} \left[\pi\,(90 - \alpha) - 90 \sin 2\alpha\right]\right\} C_2$$

W powyższym wzorze nie jest uwzględniony kąt β, w praktyce bowiem nie przekracza on paru stopni i wskutek tego błąd popełniany, przy obliczaniu wymienionych spółczynników, będzie nieznaczny.

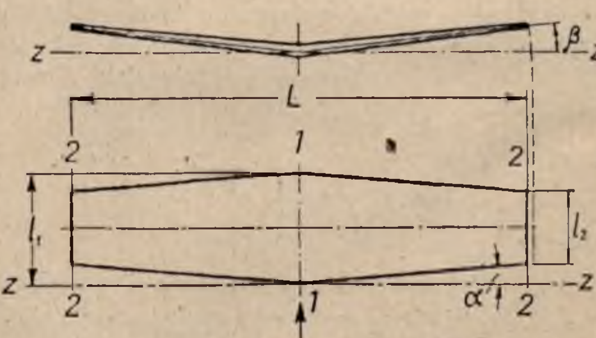
Poniżej podane są wzory, określające wartości spółczynników aerodynamicznych, dla kilku płatów, kształty obrysów których uwidocznione są na rysunkach umieszczonych nad wzorami. We wzorach zostały użyte następujące oznaczenia:

$$m = \frac{L_0}{L};\ m_0 = \frac{L_1}{L_2};\ m_1 = \frac{L_1}{L};\ m_2 = \frac{L_0}{L_1};\ m_3 = \frac{L_0}{L_2}$$
$$n = \frac{l_2}{l_1};\ n_0 = \frac{l_1}{l_2};\ n_1 = \frac{l_3}{l_2}$$
$$p = \frac{l_1}{L};\ p_1 = \frac{l_2}{L_2};\ p_2 = \frac{l_3}{L_2};\ p_3 = \frac{l_3}{L}$$



Rys. 7.

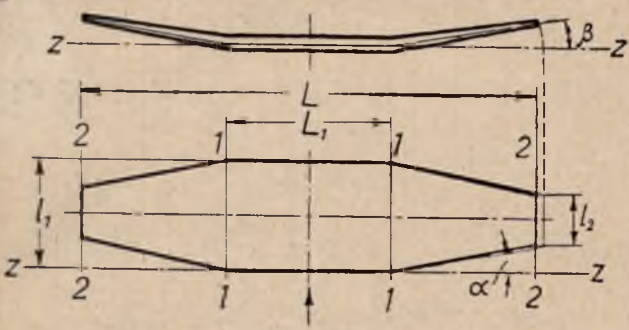
$$C_{m_z} = \frac{1}{2}(C_{m_1} + C_{m_2}) + \frac{\lambda}{12 \cos\beta} [\operatorname{tg}\alpha\,(C_{n_1} +$$
$$+ 2\,C'_{n_2}) - \operatorname{tg}\beta\,(C_{t_1} + 2\,C'_{t_2})]$$
$$C = \frac{1}{2}(C_1 + C_2)$$



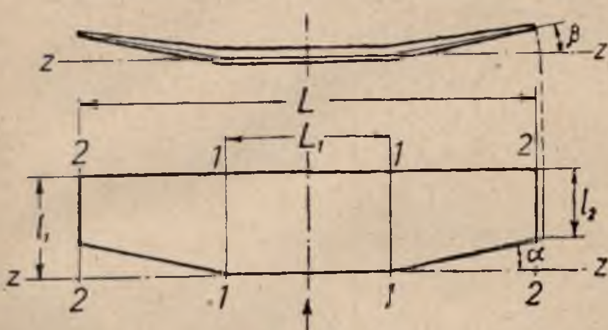
Rys. 8.

$$C_{m_z} = \frac{l_1 L}{24 S} \left\{2\left[(3 + 2n + n^2)\, C_{m_1} + (1 + 2n +\right.\right.$$
$$\left. + 3n^2)\, C_{m_2}\right] + \frac{1 - n}{\cos\beta}\left[(1 + n)\, C_{n_1} + (1 + 3n)\, C'_{n_2}\right] -$$
$$\left. - \frac{(1 - n)\operatorname{tg}\beta}{\operatorname{tg}\alpha \cos\beta}\left[(1 + n)\, C_{t_1} + (1 + 3n)\, C'_{t_2}\right]\right\}$$

$$C = \frac{l_1 L}{6 S}\left[(2 + n)\, C_1 + (1 + 2n)\, C_2\right]$$



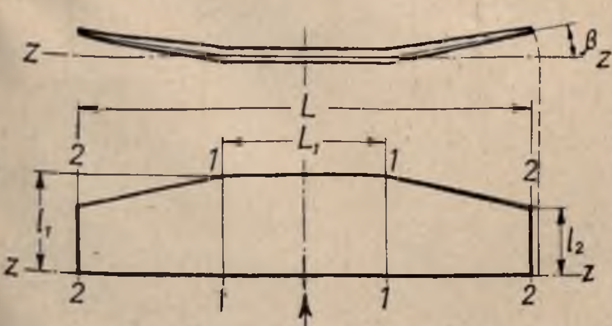
Rys. 9.



Rys. 10.

$$C_{m_z} = \frac{l_1 L}{12 S}\left\{\left[12 m_1 + (1 - m_1)(3 + 2n + n^2)\right] C_{m_1} + (1 - m_1)(1 + 2n + 3n^2) C_{m_2}\right\} + \frac{\lambda (1 - m_1)^2}{24 \cos\beta}\left\{\operatorname{tg}\alpha \left[(1 + n) C_{n_1} + (1 + 3n) C'_{n_2}\right] - \operatorname{tg}\beta \left[(1 + n) C_{t_1} + (1 + 3n) C'_{t_2}\right]\right\}$$

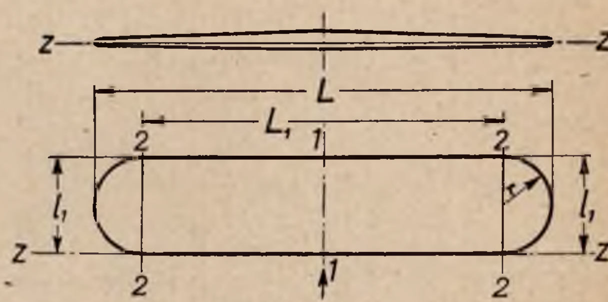
$$C = \frac{l_1 L}{6 S}\left\{\left[6 m_1 + (1 - m_1)(2 + n)\right] C_1 + (1 - m_1)(1 + 2n) C_2\right\}$$



Rys. 11.

$$C_{m_z} = \frac{l_1 L}{12 S}\left\{\left[12 m_1 + (1 - m_1)(3 + 2n + n^2)\right] C_{m_1} + (1 - m_1)(1 + 2n + 3n^2) C_{m_2}\right\} - \frac{\lambda (1 - m_1)^2 \operatorname{tg}\beta}{24 \cos\beta}\left[(1 + n) C_{t_1} + (1 + 3n) C'_{t_2}\right]$$

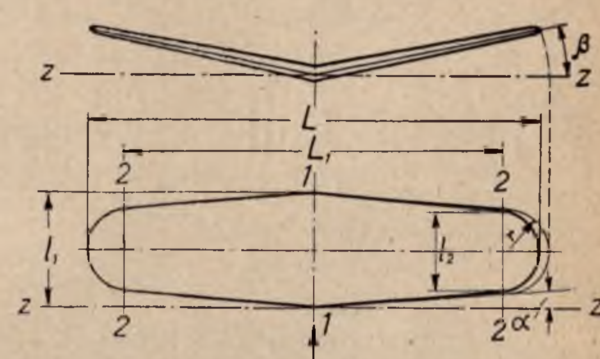
$$C = \frac{l_1 L}{6 S}\left\{\left[6 m_1 + (1 - m_1)(2 + n)\right] C_1 + (1 - m_1)(1 + 2n) C_2\right\}$$



Rys. 12.

$$C_{m_z} = \frac{l_1 L_1}{24 m_1 S}\left[12 m_1 C_{m_1} + 4(3 m_1 + 4p) C_{m_2} + p(3\pi - 8) C'_{n_2}\right]$$

$$C = \frac{l_1 L_1}{4 m_1 S}\left[2 m_1 C_1 + (2 m_1 + \pi p) C_2\right]$$



Rys. 13.

$$C_{m_z} = \frac{l_1 L_2}{12 S}(3 + 2n + n^2) C_{m_1} + \frac{l_1 L_2}{12 S}\left\{(1 + 2n + 3n^2) + \frac{4 n^2 p_1}{\cos^3\alpha}\left[2 - \sin\alpha (2 + \cos^2\alpha)\right]\right\} C_{m_2} + \frac{L_2^2 \operatorname{tg}\alpha}{24 \cos\beta S}(1 + n) C_{n_1} + \frac{L_2^2}{24 \cos\beta S}\left\{\operatorname{tg}\alpha (1 + 3n) + \right.$$

$$+ \frac{p_1^2}{\cos^3 \alpha} \left[3 \left(\pi - \frac{\alpha}{90} \pi - \sin 2\alpha \right) \cos \alpha - 4 n (2 - \right.$$

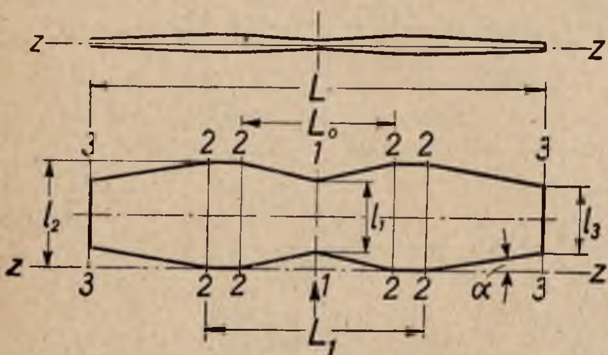
$$\left. \left. - 3 \sin \alpha + \sin^3 \alpha) \right] \right\} C'_{n_2} - \frac{\operatorname{tg} \beta \, L_2^2}{24 \cos \beta \, S} \left\{ (1 + n) \, C_{t_1} + \right.$$

$$+ \left[(1 + 3 n) + \frac{3 n p_1}{\cos^2 \alpha} (1 - p_1 \operatorname{tg} \alpha) \left(\pi - \frac{\alpha}{90} \pi - \right. \right.$$

$$\left. \left. - \sin 2 \alpha) + 4 n p_1^2 \right] C'_{t_2} \right\}$$

$$C = \frac{l_1 L_2}{6 S} (2 + n) \, C_1 + \frac{l_1 L_2}{6 S} \left\{ (1 + 2 n) + \right.$$

$$\left. + \frac{n p_1}{60 \cos^2 \alpha} \left[\pi (90 - \alpha) - 90 \sin 2 \alpha \right] \right\} C_2$$



Rys. 14.

$$C_{m_z} = \frac{l_2 L}{12 S} m (3 n_0^2 + 2 n_0 + 1) \, C_{m_1} +$$

$$+ \frac{l_2 L}{12 S} \left\{ m (n_0^2 + 2 n_0 + 3) + \left[12 m_1 (1 - m_2) + \right. \right.$$

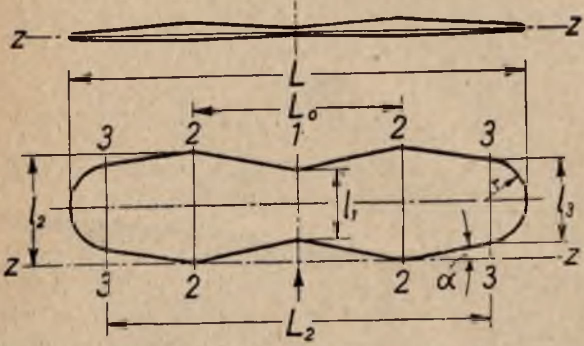
$$\left. \left. + (1 - m_1)(3 + 2 n_1 + n_1^2) \right] \right\} C_{m_2} +$$

$$+ \frac{l_2 L}{12 S} (1 - m_1)(1 + 2 n_1 + 3 n_1^2) \, C_{m_3} +$$

$$+ \frac{L^2}{24 S} \left\{ m p_3 (1 - n_0)(1 + 3 n_0) \, C_{n_1} + \left[m p_3 (1 - n_0^2) + \right. \right.$$

$$\left. + (1 - m_1)^2 (1 + n_1) \operatorname{tg} \alpha \right] C'_{n_2} +$$

$$\left. + (1 - m_1)^2 (1 + 3 n_1) \operatorname{tg} \alpha \, C'_{n_3} \right\}$$



Rys. 15.

$$C = \frac{l_2 L}{6 S} \left\{ m (1 + 2 n_0) \, C_1 + \left[m (2 + n_0) + 6 m_1 (1 - m_1) + \right. \right.$$

$$\left. \left. + (1 - m_1)(2 + n_1) \right] C_2 + (1 - m_1)(1 + 2 n_1) \, C_3 \right\}$$

$$C_{m_z} = \frac{l_2 L_2}{12 S} \left\{ m_3 (3 n_0^2 + 2 n_0 + 1) \, C_{m_1} + \left[m_3 (n_0^2 + \right. \right.$$

$$\left. \left. + 2 n_0 + 3) + (1 - m_3)(3 + 2 n_1 + n_1^2) \right] C_{m_2} \right\} +$$

$$+ \frac{l_2 L_2}{12 S} \left\{ (1 - m_3)(1 + 2 n_1 + 3 n_1^2) + \right.$$

$$\left. + \frac{4 n_1^2 p_2}{\cos^3 \alpha} \left[2 - \sin \alpha (2 + \cos^2 \alpha) \right] \right\} C_{m_3} +$$

$$+ \frac{L_2^2}{24 S} \left\{ m_3 p_1 (1 - n_0)(1 + 3 n_0) \, C_{n_1} + \right.$$

$$\left. + \left[m_3 p_1 (1 - n_0^2) + (1 - m_3)^2 (1 + n_1) \operatorname{tg} \alpha \right] C'_{n_2} \right\} +$$

$$+ \frac{L_2^2}{24 S} \left\{ \operatorname{tg} \alpha (1 - m_3)^2 (1 + 3 n_1) + \right.$$

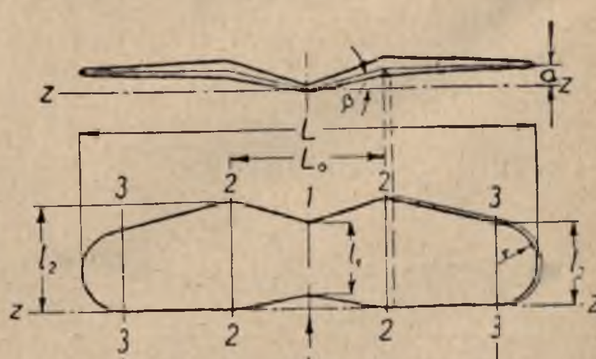
$$+ \frac{p_2^2}{\cos^3 \alpha} \left[3 \left(\pi - \frac{\alpha}{90} \pi - \sin 2 \alpha \right) \cos \alpha - \right.$$

$$\left. \left. - 4 n_1 (2 - 3 \sin \alpha + \sin^3 \alpha) \right] \right\} C'_{n_3}$$

$$C = \frac{l_2 L_2}{6 S} \left\{ m_3 (1 + 2 n_0) \, C_1 + \left[m_3 (2 + n_0) + \right. \right.$$

$$\left. \left. + (1 - m_3)(2 + n_1) \right] C_2 \right\} + \frac{l_2 L_2}{6 S} \left\{ (1 - m_3)(1 + 2 n_1) + \right.$$

$$\left. + \frac{n_1 p_2}{60 \cos^2 \alpha} \left[\pi (90 - \alpha) - 90 \sin 2 \alpha \right] \right\} C_3$$



Rys. 16.

$$C_{m_z} = \frac{l_2 L_2}{12 S} \left\{ m_3 (3 n_0^2 + 2 n_0 + 1) \, C_{m_1} + \left[m_3 (n_0^2 + \right. \right.$$

$$\left. \left. + 2 n_0 + 3) + (1 - m_3)(3 + 2 n_1 + n_1^2) \right] C_{m_2} \right\} +$$

$$+\frac{l_3 L_3}{12\,S}\left[(1-m_3)\;(1+2\,n_1+3\,n_1^2)+8\,n_1^2\,p_2\right]C_{m_3}+$$

$$+\frac{l_3\;L_3}{24\,\cos\beta\,S}\left[m_3\,(1-n_0)\;(1+3\,n_0)\;C_{n_1}+\right.$$

$$\left.+\,m_3\,(1-n^2_0)\;C'_{n_2}\right]+\frac{p^2_2\,L^2_2}{24\,S}(3\pi-8\,n_1)\;C'_{n^3}-$$

$$-\frac{m_3^2\;\mathrm{tg}\,\beta\;L_3^2}{24\,\cos\beta\,S}\left[(1+3\,n_0)\;C_{t_1}+(1+n_0)\;C'_{t_2}\right]-$$

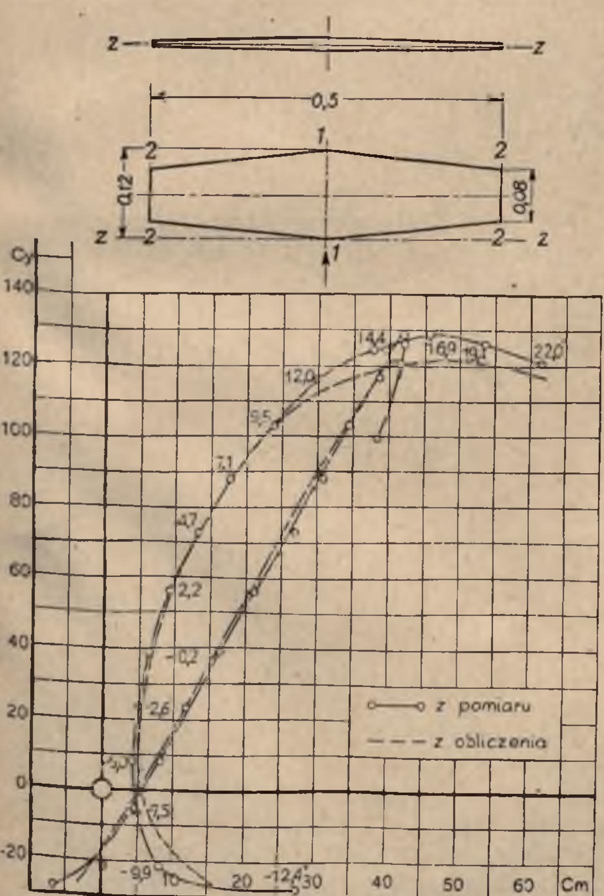
$$-\frac{a\;L_3}{12\,S}\left\{2\,(1-m_3)\;(2+n_1)\;C'_{t_2}+\right.$$

$$\left.+\left[2\,(1-m_3)\;(1-2\,n_1)+3\,\pi\,n_1\,p_2)\right]C'_{t_3}\right\}$$

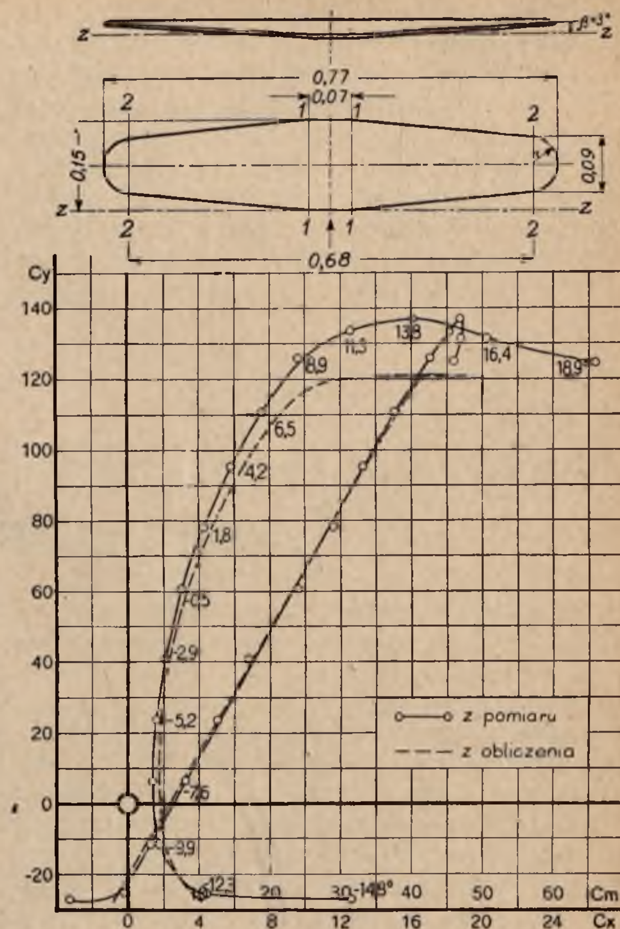
$$C=\frac{l_3\;L_2}{6\,S}\left\{m_3\,(1+2\,n_0)\;C_1+\left[m_3\;(2+n_0)+\right.\right.$$

$$\left.\left.+\,(1-m_3)\;(2+n_1)\right]C_2\right\}+\frac{l_2\;L_2}{6\,S}\left\{(1-m_3)\;(1+2\,n_1)+\right.$$

$$\left.+\frac{n_1\;p_2}{60\,\cos^2\alpha}\left[\pi\,(90-\alpha)-90\,\sin\,2\,\alpha\right]\right\}C_3$$



Rys. 17.



Rys. 18.

Dla porównania wyników, otrzymanych drogą rachunkową z wynikami doświadczalnemi, zestawione są na rys. 17 i 18 wykresy krzywyc $\;_z=f\,(C_y)$ i $C_y=f\,(C_x)$ dotyczące dwu płatów o różnych obrysach. Pierwszy z tych płatów jest płaski o wydłużeniu = 5, drugi — zwichrzony ($\delta = 5^0$) o wydłużeniu $\lambda = 6{,}5$. W przekrojach 1-1 obu płatów umieszczony jest profil Nr. 125g, zaś w przekrojach 2-2 w pierwszym płacie — profil Nr. 250, w drugim — profil Nr. 192 (patrz „Prace Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie" zeszyt V).

Z powyższych wykresów porównawczych widzimy, że dla obu płatów krzywe $C_{m_z}=f\,(C_y)$, otrzymane z obliczeń i pomiaru, zgadzają się zupełnie dobrze. Co się zaś tyczy biegunowych, to krzywe te różnią się w częściach środkowych stosunkowo niewiele, zwłaszcza dla płata pierwszego, natomiast przy większych kątach natarcia płatów, zachodzą znaczne różnice w wartościach spółczynników C . Szczególnie duże różnice spółczynników siły nośnej w pobliżu $C_{y_{max}}$ przy drugim płacie objaśnia się tem, że wydłużenie dwóch płatów prostokątnych, o profilach, użytych do ukształtowania płata zaprojektowanego, było inne, aniżeli wydłużenie płata o zmiennych profilach badanego w tunelu aerodynamicznym, zaś wzo-

ry Prandtl'a, według których spółczynniki były przeliczone na wydłużenie właściwe, nie uwzględniają wzrostu $C_{y_{max}}$ w miarę zwiększenia się wydłużenia płata. Jednakże pewne różnice w wartościach spółczynników oporu czołowego, zwłaszcza w środkowych częściach krzywych biegunowych, są winą rozważanych wzorów. Różnice te były spostrzeżone również i przy innych płatach, badanych w tunelu aerodynamicznym. Były one stosunkowo nieznaczne wtedy, gdy profile zasadnicze, według których został ukształtowany płat, miały taki kąt skręcenia względem siebie, że $C_{x_{min}}$ zachodziło dla obu profilów jednocześnie przy pewnym kącie natarcia płata.

Reasumując powyższe, dochodzimy do przekonania, iż, posługując się wzorami, podanemi na tem miejscu, możemy zbadać z wystarczającą dokładnością stateczność projektowanego płatowca, natomiast obliczone dla niego wyczyny wypadną gorsze, aniżeli te, które samolot osiągnie w rzeczywistości.

Inż. ŁABUĆ LEONARD
Asystent Inst Aerodyn. w Warszawie

NARTY LOTNICZE I ICH WŁAŚCIWOŚCI AERODYNAMICZNE

Wykorzystanie lotnictwa, jak wojskowego tak i cywilnego, w okresie zimowym wymaga zaopatrzenia samolotów w odpowiednie narty lotnicze. Sprawa ta nabiera pierwszorzędnego znaczenia w państwach, w których naskutek warunków klimatycznych mają miejsce w omawianym okresie szczególnie duże opady śnieżne. Aczkolwiek narty znalazły zastosowanie w lotnictwie już oddawna, dopiero w ostatnich czasach, w związku z coraz większemi wymaganiami stawianemi konstruktorowi odnośnie wyczynów projektowanych samolotów, zwrócono uwagę na to, że stosowanie nadal nart nieoprofilowanych, jak to miało miejsce do niedawna, jest niewłaściwe, gdyż w sposób nadzwyczaj niekorzystny wpływa na wyczyny samolotu.

W szeregu państw rozpoczęto systematyczne badania aerodynamiczne nad różnemi kształtami nart, przyczem należy zaznaczyć, że jednemi z pierwszych, którzy się tą sprawą zajęli (dla nich zresztą nadzwyczaj palącą), byli rosjanie. Polska należy do tych państw, w których zastosowanie nart do samolotów w okresie zimowym jest rzeczą konieczną, przyczem przy większych przelotach z zachodu na wschód, zachodzi często potrzeba startowania na kołach a lądowania na nartach. Są więc przeprowadzane próby z podwoziem zaopatrzonem w koła i narty jednocześnie, przyczem przy lądowaniu na śniegu narta jest opuszczana ze swego górnego położenia pod koło. W niniejszym artykule podane jest zestawienie wyników pomiarów, mających na celu określenie najkorzystniejszego pod względem aerodynamicznym kształtu narty i jej owiewka. Wszystkie wykresy podane ułożone zostały na podstawie wyników pomiarów przeprowadzonych w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie.

Na wstępie, żeby można było zdać sobie sprawę z wielkości oporu narty, jak nieoprofilowanej tak i oprofilowanej, w porównaniu z innemi odpowiedniemi elementami podwozia, podaję poniższą tabelkę.

Przeciętne wartości spółczynnika C_x odniesione do powierzchni czołowej odpowiednich części podwozia.

N A Z W A	$C_{x\ min}$
Narta nieoprofilowana z osłoniętą stójką	75
Koło	30
Koło z owiewkiem	15
Pływak	15
Narta oprofilowana	9

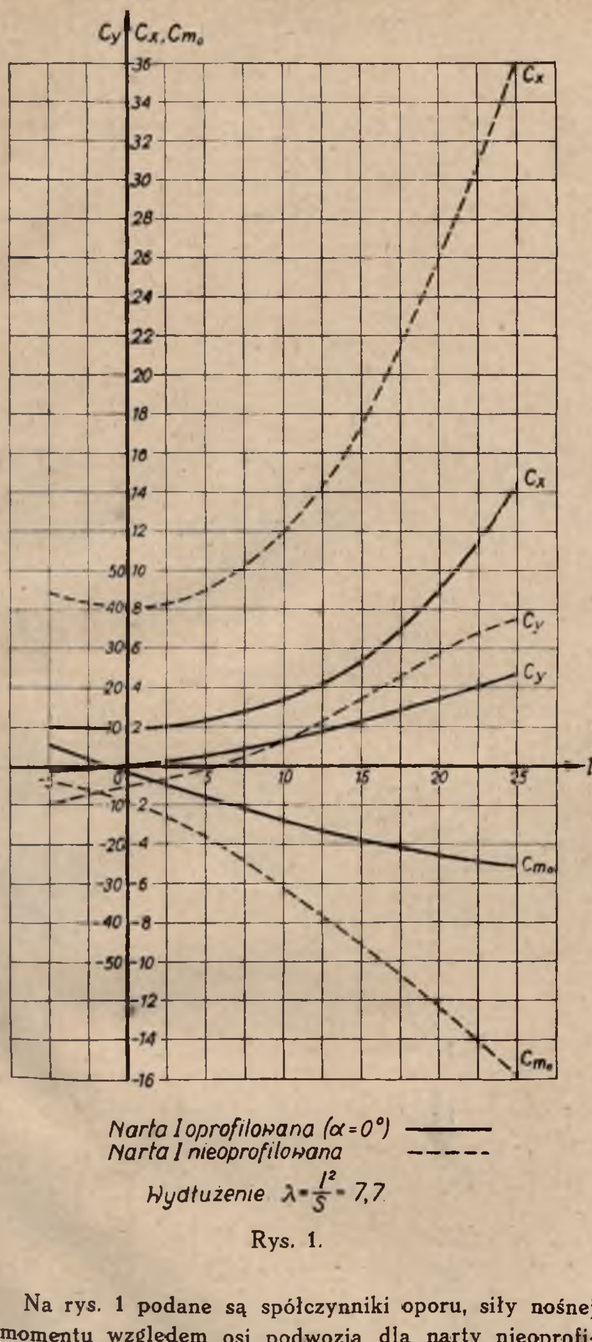
Jak widać narta nieoprofilowana posiada bardzo duży opór. Jeżeli przyjmiemy, że na 1 m² powierzchni styku narty ze śniegiem, dopuszczalne jest obciążenie 1000 kg, to dla samolotu o wadze $Q = 1600$ kg, potrzebne są dwie narty o powierzchni $S = 0{,}8$ m² każda. Przy prędkości lotu $v = 50$ m/sek, opór czołowy tych nart będzie:

$$P = 2\frac{C_x}{100} \cdot S \cdot \frac{\gamma}{2\,g} \cdot v^2 = 2\frac{8{,}1}{100} \cdot 0{,}8 \cdot \frac{1}{16} \cdot 50^2 \cong 20\,\text{kg}.$$

Opór ten wymaga dodatkowej mocy silnika (przy spółczynniku sprawności śmigła $\eta = 0{,}7$):

$$N = \frac{P \cdot v}{\eta \cdot 75} = \frac{20 \cdot 50}{0{,}7 \cdot 75} \cong 19\ \text{KM}.$$

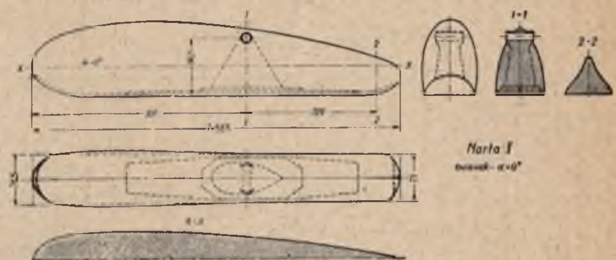
Odpowiednio dwie narty oprofilowane wymagają $\sim$ 4,5 KM, dwa koła z owiewkami $\sim$ 5 KM. Uwzględniając, że podwozie zaopatrzone w narty posiada jeszcze parę ścięgien, utrzymujących je w czasie lotu w określonem położeniu względem płatowca, opór ogólny podwozia zaopatrzonego w narty oprofilowane nieco wzrośnie i będzie tylko nieznacznie większy od oporu tegoż podwozia z kołami oprofilowanemi.



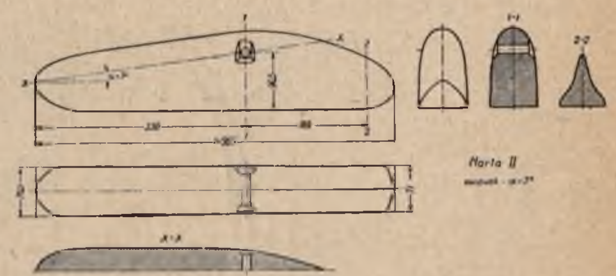
Rys. 1.

Na rys. 1 podane są spółczynniki oporu, siły nośnej i momentu względem osi podwozia dla narty nieoprofilowanej i tej samej narty z owiewkiem (kształt narty i owiewka podaje rys. 2). Z wykresu tego widać, że poza znacznem zmniejszeniem oporu, owiewek na narcie zmniejsza również moment względem osi podwozia, co pozwala na zastosowanie mniejszych (cieńszych) ścięgien utrzymujących nartę. W związku z powyższem w dalszym ciągu tego artykułu zajmować się będziemy tylko nartami oprofilowanemi, jako jedynie mogącemi mieć zastosowanie przy nowoczesnych samolotach.

Celem określenia najkorzystniejszego kształtu owiewka, rozpatrzymy szereg wyników badań nart oprofilowanych. Dla wyjaśnienia należy zaznaczyć, że we wszystkich podanych wynikach badań nart, kąt natarcia i mierzono względem płaszczyzny styku narty ze śniegiem, spółczynniki oporu C_x i wyporu C_y odniesiono do powierzchni S rzutu narty na tę płaszczyznę, a spółczynnik momentu C_{m_0} względem osi podwozia — do powierzchni S i największej długości narty l. Ogólnie biorąc przy wykreślaniu kształtu owiewka, należy dążyć do tego, by we wszystkich przekrojach podłużnych x — x (patrz rys. 2 i 3), otrzymać możliwie prawidłowy profil symetryczny (kroplowy) z ostrą krawędzią spływu.

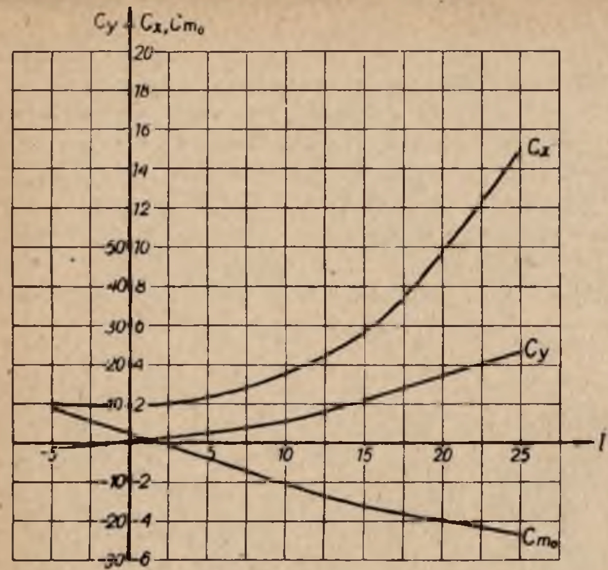


Rys. 2.



Rys. 3.

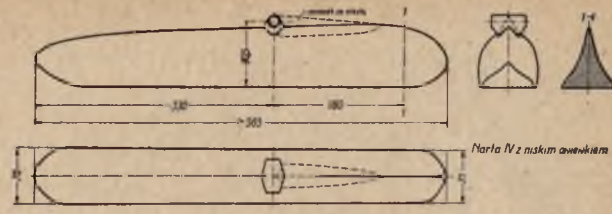
Kształt owiewka w widoku z boku zależy od kąta α zawartego między płaszczyzną spodu narty a płaszczyzną przekroju, w którym staramy się otrzymać profil kroplowy. Owiewek narty uwidoczniony na rys. 3 odpowiada $\alpha = 7^0$ (wyniki pomiarów — patrz rys. 4) w odróżnieniu od poprzedniego (rys. 2), gdzie $\alpha = 0^0$. Widoczna jest też różnica kształtu tych modelów w widoku z boku. Porównując wyniki badań obu nart widzimy, że do kąta natarcia $i = 5^0$ opór ich jest jednakowy, przy większych zaś kątach natarcia narta I ($\alpha = 0^0$) ma mniejszy spółczynnik oporu. Moment względem osi podwozia jest mniejszy dla narty $\alpha = 7^0$. Należy tu zaznaczyć, że część piasty wystającej z owiewka narty I (patrz przekrój 1 — 1 na rys. 2) wywołuje zaburzenia w opływie powietrza. Po usunięciu tych występów spółczynnik oporu C_x zmniejsza się o 0,5 na wszystkich kątach natarcia. Żeby wykazać celowość istnienia ostrza na krawędzi spływu owiewka narty podaję, że dla modelu z owiewkiem spłaszczonym ztyłu (rys. 5), spółczynnik oporu jest mniejwięcej o 0,5 większy od odpowiedniego spółczynnika dla narty z ostrzem,



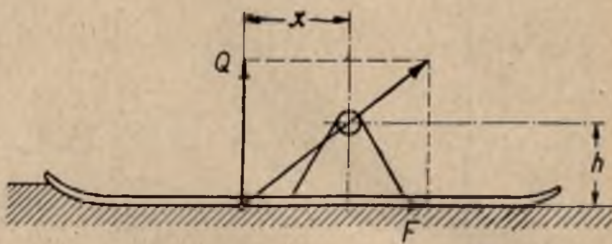
Narta II (α = 7)

Wydłużenie $\lambda = \frac{l^2}{S} = 7.7$

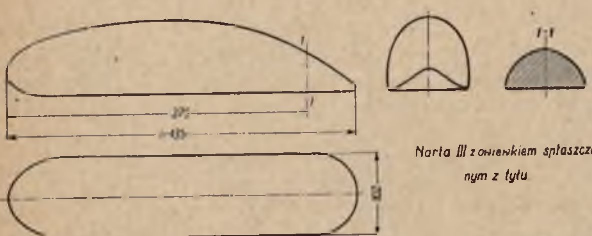
Rys. 4.



Rys. 7.

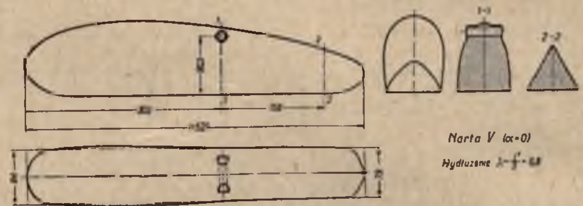


Rys. 8.

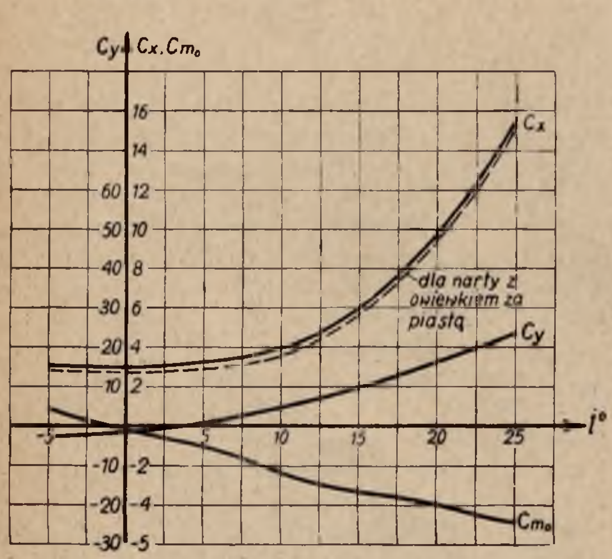


Narta III z owiewkiem spłaszczonym z tyłu

Rys. 5.



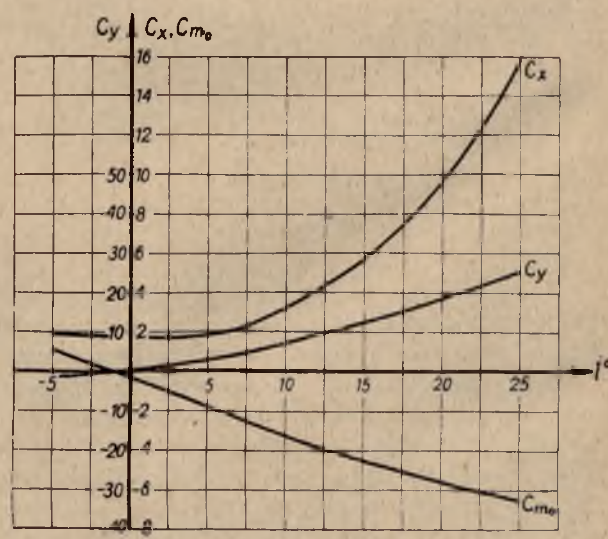
Rys. 9



Narta IV z niskim owiewkiem

Wydłużenie. $\lambda = \frac{l^2}{S} = 7.7$

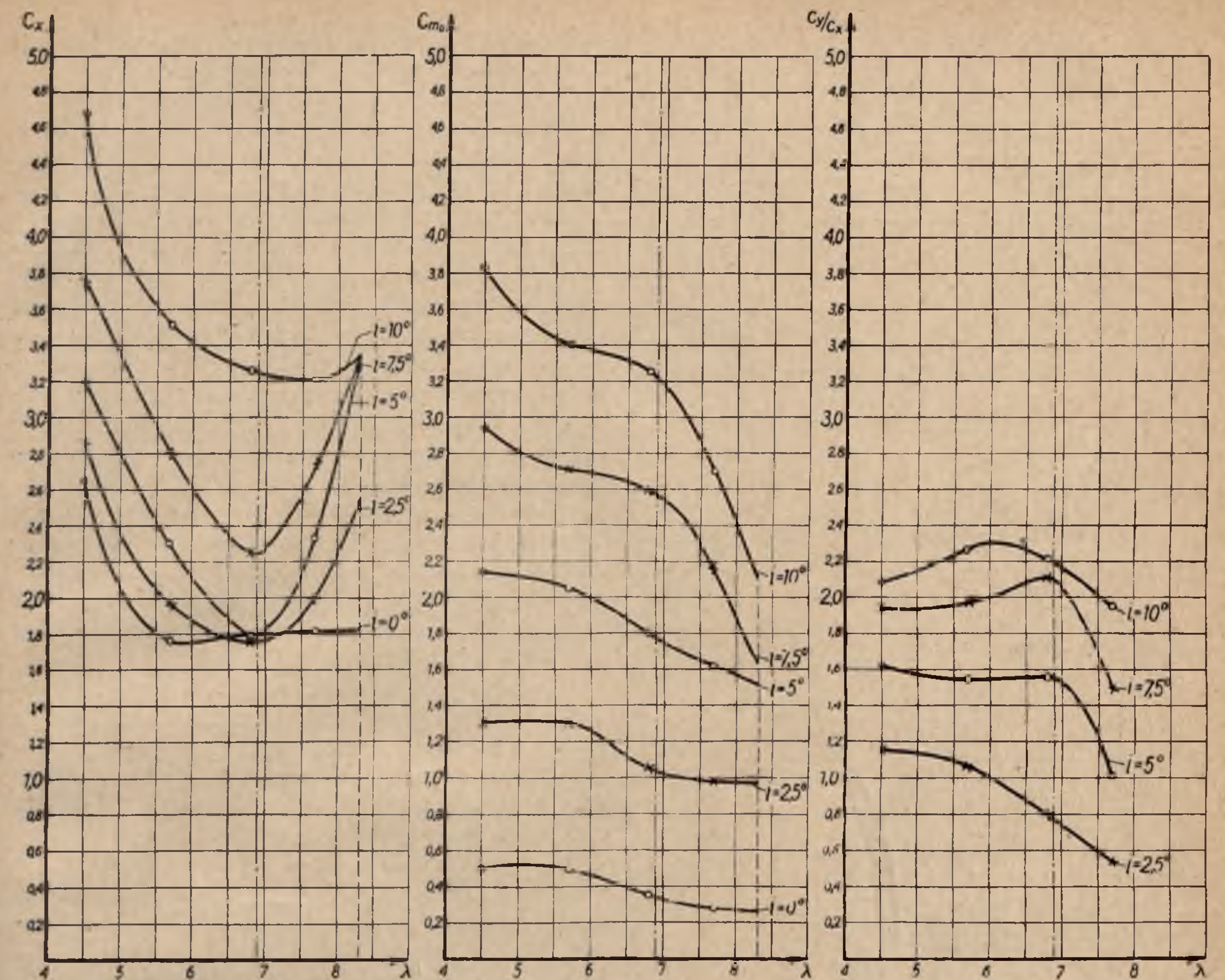
Rys. 6.



Narta V

Wydłużenie $\lambda = \frac{l^2}{S} = 6.8$

Rys. 10.



Zależność spółczynników oporu C_x, momentu C_{m_0} i stosunku siły nośnej do oporu, C_y/C_x, od wydłużenia narty λ, przy różnych kątach natarcia $i°$.

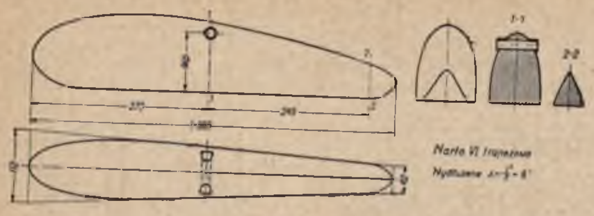
Rys. 11.

przyczem przy większych kątach natarcia różnica ta rośnie (przy kącie natarcia 15^0 spółczynnik oporu wzrasta o 1).

Wykonanie wysokich owiewków, zakrywających piastę, przedstawia pewne trudności natury konstrukcyjnej i powiększa oczywiście ciężar całej narty, jednak pod względem aerodynamicznym takie właśnie owiewki są najbardziej celowe. Wskazują na to wyniki pomiarów (rys. 6), dotyczące narty z niskim owiewkiem (rys. 7). Z porównania wykresów (rys. 1 i 6) widać że spółczynnik oporu narty z niskim owiewkiem, nawet przy zastosowaniu specjalnego oprofilowania piasty, jest przy kącie natarcia 0^0 większy o $\sim 0{,}8$ (przy $i = 15^0$ różnica ta maleje do $\sim 0{,}4$).

Na własności aerodynamiczne narty ma duży wpływ poza owiewkiem jeszcze i kształt jej spodu. W pierwszym rzędzie, na podstawie wyników badań czterech modelów nart, rozpatrzymy wpływ wydłużenia. Wydłużenie określamy jako iloraz kwadratu całkowitej długości narty l do powierzchni S jej rzutu na płaszczyznę styku ze śniegiem: $\lambda = \frac{l^2}{S}$. Cztery te modele posiadają ten sam charakter owiewka ($\alpha = 0^0$), różnią się zaś tylko wydłużeniem, pozatem położenie osi piasty w każdym z nich jest tak dobrane, by wypadkowa sił, działających na nartę w czasie jazdy samolotu po śniegu, przechodziła przez oś podwozia (wymiar h — patrz rys. 8 — we wszystkich czterech modelach jest jednakowy).

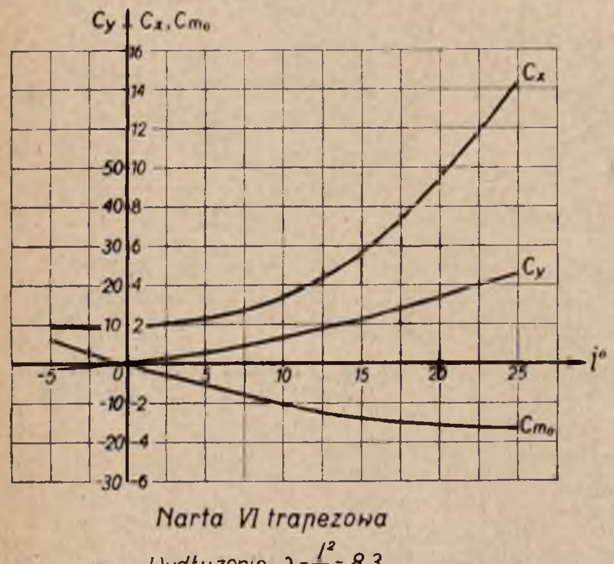
Żeby zadość uczynić warunkowi odpowiedniego położenia piasty, rozpatrzmy jakie siły nieprzechodzące przez oś piasty, działają na nartę w czasie lądowania lub startu (rys. 8). Siła Q — reakcja pionowa śniegu, której linja działania przechodzi mniejwięcej przez środek ciężkości pola S styku narty ze śniegiem, oraz siła tarcia narty o śnieg $F = \varphi . Q$ (φ — spółczynnik tar-



Rys. 12.

cia) [1]. Znając te siły co do wielkości i położenia oraz mając zgóry zadaną wysokość h łatwo jest znaleść wymiar $X = \frac{F}{Q} \cdot h$ warunkujący prawidłowe umieszczenie piasty.

Na wykresie (rys.10) podane są wyniki pomiaru dla narty o wydłużeniu $\lambda = 6{,}8$, której kształt uwidoczniony jest na rys. 9. Rozpatrzmy teraz wykresy (rys. 11),



Rys. 13.

[1]) Linja działania siły Q nie przechodzi dokładnie przez środek ciężkości pola S, gdyż narta jest zwykle nieco zagłębiona w śniegu, a więc na jej przód działają dodatkowe siły.

na których podane są zestawienia wyników pomiarów dla omawianych czterech modelów nart.

Z wykresów tych widać, że najkorzystniejszem wydłużeniem jest $\lambda \simeq 7$, gdyż mamy wtedy najmniejszy opór, moment zaś względem osi podwozia, od którego zależy grubość (opór) ściągien utrzymujących nartę, nie jest zbyt duży, a stosunek siły nośnej do oporu osiąga przy użytkowych kątach natarcia swoje maksimum. Oczywiście najistotniejszem jest to, że dla $\lambda \simeq 7$ opór narty jest najmniejszy, co się szczególnie wyraźnie zaznacza w granicach kątów natarcia od $2{,}5^0$ do $7{,}5^0$. Jest to jeszcze ważne dlatego, że zwykle narty w czasie normalnego lotu płatowca są przy pomocy ściągien utrzymywane w położeniu odpowiadającem powyższym kątom natarcia. Daje to pewność, że nawet przy nieprawidłowem lądowaniu narta nie zaryje się w śniegu.

Żeby bardziej wielostronnie wyjaśnić wpływ kształtu samej narty na jej właściwości aerodynamiczne, podane są wyniki badań jeszcze jednego modelu VI (patrz rys. 12), w którym spód narty ma kształt trapezowy. Owiewek tej narty ma ten sam charakter co i owiewek nart I i V ($\alpha = 0^0$).

Narta ta posiada wydłużenie 8,3, a porównując wyniki pomiarów dla niej (patrz rys. 13) z odpowiedniemi punktami na nieco przedłużonych krzywych wykresu rys. 11 widać, że w granicach kątów natarcia od $2{,}5^0$ do $7{,}5^0$, narta trapezowa posiada spółczynnik oporu C_x mniejszy o $\sim$ 0,6, a spółczynnik momentu C_{m_0} względem osi podwozia — mniejszy o $\sim$ 0,4.

Dla orjentacji podaję, że najlepsza, pod względem oporu czołowego, narta z owiewkiem zbadana przez Centralny Aero-Hydrodynamiczny Instytut w Moskwie posiada spółczynnik oporu $C_{x_{min}} = 12$, narta zaś I z owiewkiem ma odpowiednio $C_{x_{min}} = 8{,}5$ (wartości tych spółczynników odniesione są do największego poprzecznego przekroju narty łącznie z owiewkiem. [1])

Jako ogólne wnioski wynikające z powyższych badań można podać, że najkorzystniejszą pod względem aerodynamicznym jest narta z owiewkiem zakrywającym całkowicie piastę i posiadającym zaostrzoną krawędź spływu, przyczem spód narty powinien posiadać kształt trapezowy, a jej wydłużenie wynosić $\lambda \simeq 7$.

[1]) Aerodinamiczieskija Issledowanja. — B. N. Jurjew i N. P. Lesnikowa.

Inż. TEISSEYRE JERZY Z. P. I. L.

UWAGI O MOŻLIWOŚCI LOTU MIĘŚNIOWEGO

NAJKORZYSTNIEJSZA WIELKOŚĆ POWIERZCHNI I NAJMNIEJSZA MOC POTRZEBNA DO LOTU

W numerze 8-ym „Polski Skrzydlatej" z sierpnia b. r., ukazał się artykuł p. t. „Możliwość lotu mięśniowego".

Ponieważ artykuł ten zainteresował mnie, jako konstruktora lotniczego, wykonałem kilka obliczeń, by zdać sobie sprawę z rzeczywistych możliwości tego rodzaju lotu, jaką trzeba rozwinąć do utrzymania się w powietrzu.

Wychodząc z zasadniczych równań aerodynamiki i rugując z nich niewiadomą „v", (szybkość lotu), możemy określić moc potrzebną do lotu równaniem:

$$1)\ \eta N = \frac{4}{75} \cdot \frac{C_x}{C_y^{1.5}} \cdot \frac{Q^{1.5}}{F^{0.5}}\ \text{KM.}$$, gdzie

η — oznacza sprawność śmigła na danej szybkości.

N — moc silnika na wale korbowym w K. M.

Q — ciężar całkowity płatowca w kg,

F — powierzchnia nośna w m^2,

C_x C_y — odpowiednie spółczynniki oporu i wyporu na danym kącie natarcia.

Dla określonego ciężaru i powierzchni nośnej samolotu, najmniejsza moc potrzebna do lotu zostanie osiągnięta przy największej wartości stosunku $\frac{C_x^3}{C_x^2}$, czyli przy $\frac{C_x}{C_y^{1.5}}$ — minimum. Gdyby równocześnie śmigło było dobrane tak, by przy szybkości, odpowiadającej wartości $\frac{C_x}{C_y^{1.5}}$ min., posiadało największą wydajność — to punkt ten odpowiadałby największemu nadmiarowi mocy, czyli największej szybkości wznoszenia.

Tak jednak nie jest, gdyż zwykle śmigło dobrane jest dla szybkości nieco mniejszej od szybkości maksymalnej, a największy nadmiar mocy wypada na kącie nieco mniejszym, niż to wynika ze stosunku $\frac{C_x}{C_y^{1.5}} =$ = minim.

Jak widzimy z równania „I", moc potrzebna do lotu zależy od stosunku $\frac{C_x}{C_y^{1.5}}$, od ciężaru całej maszyny oraz od powierzchni nośnej.

Ponieważ stosunek $\frac{C_x}{C_y^{1.5}}$ (przy danych oporach szkodliwych) zależy jedynie od profilu, zatem minimalna moc, potrzebna do lotu, występuje stale na tym samym kącie natarcia, bez względu na zmianę ciężaru „Q" i pow. F.

Dlatego narazie będziemy uważali $\frac{C_x}{C_y^{1.5}}$ jako stałe.

Ciężar „Q" możemy rozłożyć na ciężar samej maszyny bez skrzydła „Q_0" oraz ciężar samego skrzydła „Fq", gdzie „q" jest ciężarem 1 m^2 skrzydła.

Czyli:

$$2)\ Q = Q_0 + qF,$$

przyczem zakładamy, że „q" jest stałe, bez względu na wielkość powierzchni, co w przybliżeniu w pewnych granicach jest możliwe.

Zatem równanie „I" przybierze postać:

$$3)\ \eta N = \frac{4}{75} \cdot \frac{C_x}{C_y^{1.5}} \cdot \frac{(Q_0 + 2F)^{1.5}}{F^{0.5}}$$ gdzie:

W równaniu tem mamy tylko dwie zmienne N i F, czyli moc, potrzebną do lotu i powierzchnię nośną, zaczem możemy znaleźć taką wielkość powierzchni F, by moc, potrzebna do lotu, była minimum, czyli należy położyć pierwszą pochodną, równą zeru;

$$4)\ \eta \frac{dN}{aF} = 0,$$ zatem otrzymamy:

$$5)\ \eta \frac{dN}{dF} = \frac{d}{dF} (Q_0 + Fq)^{1.5} \cdot F^{-0.5} =$$

$$= 1.5\,(Q_0 + Fq)^{0.5}\, qF^{-0.5} - 0\,5 (Q_0 + qF)^{1.5}\, F^{-1.5} = 0$$

Czyli: $1.5\ qF = 0.5\ (Q_0 + qF)$.

$$6)\ F = \frac{Q_0}{2q}.$$

Czyli najkorzystniejsza powierzchnia równa się ciężarowi aparatu w locie, bez ciężaru skrzydła, podzielonemu przez podwójny ciężar własny skrzydła, przypadający na jednostkę powierzchni.

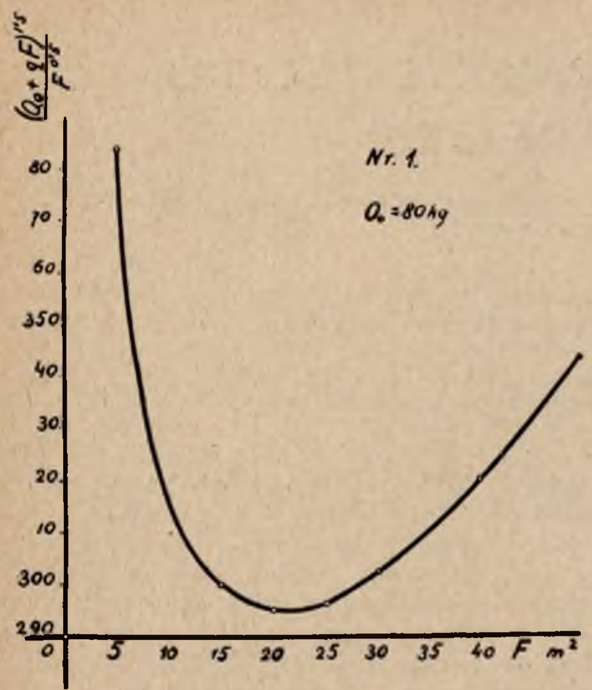
Jeżeli weźmiemy dla przykładu dane z wymienionego wyżej artykułu w „Polsce Skrzydlatej", to $Q = 100$ kg, załóżmy

$Q_0 = 80$ kg. zaś $q = 2$ kg/m^2

to $F_{opt} = \frac{80}{4} = 20\ m^2$, czyli

ciężar skrzydła $20.2 = 40$ kg, a zatem

$Q = 80 + 40 = 120$ kg.



Rys. 1.

Wykres Nr. 1 podaje nam krzywą, przedstawiającą funkcję $\frac{(Q_0+qF)^{1 \cdot 5}}{F^{\cdot 5}}$ dla $Q_0 = 80$ kg (ciężar pilota 65 kg + 15 kg ciężar maszyny bez skrzydeł) oraz dla $q = 2$ kg/m².

Widzimy, iż przy $F = 20$ m², funkcja ta ma swoje minimum, wynoszące 295.

Zakładając dla przykładu $\frac{C_x}{C_y^{1 \cdot 5}} = 0.0505$ (jak też jest przyjęte w artykule w „Polsce Skrzydl."), otrzymamy moc potrzebną do lotu

$$\eta N_{min} = \frac{4}{75}\, 0.0505 \,.\, 295 = 0.795 \text{ MK} \quad \eta = 0 \cdot 85)$$

$$N_{min} = \frac{0.795}{0.85} = 0.935 \text{ MK zamiast } 1.3 \text{ MK}$$

podanych w wymienionym artykule.

Z wykresu Nr. 1 widzimy prócz tego, że krzywa $[Q_0+qF]^{1 \cdot 5}\, F^{-0 \cdot 5}$ przebiega b. płasko w okolicy swego minimum, czyli, że możemy dość znacznie zmniejszyć powierzchnię, a przez to i ciężar aparatu, bez znacznego zwiększenia mocy, potrzebnej do lotu

Np. dla $F = 15$ m², $Fq = 30$ kg, $Q = 80 + 30 = 110$ kg

$$\text{mamy } N = \frac{4}{75}\, 0.0505 \,.\, 300\, \frac{1}{0.85} = 0.95 \text{ MK.}$$

Czyli moc wzrosła o 1.5%.

Równania 3 i 6 nie dają nam jednak dokładnego obrazu zjawisk, zachodzących wraz ze zmianą powierzchni nośnej, albowiem opór C_x nie jest wielkością stałą.

Możemy mianowicie równanie na moc, potrzebną do lotu napisać w postaci:

$$7)\ \eta N = \frac{1}{16} C_{x_0} F \frac{v^3}{16} + \Sigma f_x \,.\, C_x \frac{v^3}{75} = \\ = \frac{1}{16} \cdot \frac{v^3}{75} (C_{x_0} F + C_{x_1})$$

gdzie C_{x_0} jest oporem samego profilu, zaś $\Sigma\, C_x\, f_x = C_{x_1}$ jest sumą oporów powierzchni szkodliwych.

Podstawiając $v = 4 \sqrt{\frac{Q}{F}} \cdot \frac{1}{\sqrt{C_y}}$ otrzymujemy:

$$8)\ \eta N = \frac{4}{75} (C_{x_0} F + C_{x_1}) \left(\frac{Q}{F}\right)^{1 \cdot 5} \frac{1}{C_y^{1 \cdot 5}} \quad \text{lub}$$

$$9)\ \eta N = \frac{4}{75}\, \frac{C_{x_0} F + C_{x_1}}{C_y^{1 \cdot 5}} \cdot \frac{(Q + qF)^{1 \cdot 5}}{F^{1 \cdot 5}}$$

$$10)\ \eta N = \frac{4}{75} \cdot \frac{C_{x_0} + \frac{C_{x_1}}{F}}{C_y^{1 \cdot 5}} \cdot \frac{(Q_0 + qF)^{1 \cdot 5}}{F^{0 \cdot 5}}$$

, jak widzimy równanie identyczne, jak równanie 3: przyczem $C_x = C_{x_0} + \frac{C_{x_1}}{F}$ (wzór znany w aerodynamice).

Załóżmy $\eta \frac{dN}{dF} = 0$, to otrzymamy:

$$\eta \frac{dN}{dF} = \frac{4}{75\, C_y^{1 \cdot 5}} \left[\frac{d}{dF} C_{x_0} (Q_0 + qF)^{1 \cdot 5} F^{-0 \cdot 5} + \right. \\ \left. + \frac{d}{dF} C_{x_1} (Q_0 + qF)^{1 \cdot 5} F^{-1 \cdot 5} \right] \text{ zaś:}$$

$$\frac{d}{dF} C_{x_0} (Q_0+qF)^{1 \cdot 5} F^{-0 \cdot 5} = C_{x_0}\, 1.5\, (Q_0+qF)^{0 \cdot 5} q \,.\, F^{-0 \cdot 5} - \\ - 0.5\, C_{x_0} (Q_0 + qF)^{1 \cdot 5} F^{-1 \cdot 5}$$

$$\frac{d}{dF} C_{x_1} (Q_0+qF)^{1 \cdot 5} F^{-1 \cdot 5} = C_{x_1}\, 1 \cdot 5\, (Q_0+qF)^{0 \cdot 5} q \cdot F^{-1 \cdot 5} - \\ - 1 \cdot 5\, C_{x_1} (Q_0 + qF)^{1 \cdot 5} F^{-2 \cdot 5}.$$

$$\text{Czyli: } 1 \cdot 5\, C_{x_0} (Q_0 + qF)^{0 \cdot 5} q \cdot F^{-0 \cdot 5} + \\ + 1 \cdot 5\, C_{x_1} (Q_0 + qF)^{0 \cdot 5} q \cdot F^{-1 \cdot 5} = \\ = 0 \cdot 5\, C_{x_0} (Q_0 + qF)^{1 \cdot 5} F^{-1 \cdot 5} + \\ + 1 \cdot 5\, C_{x_1} (Q_0 + qF)^{1 \cdot 5} F^{-2 \cdot 5} \text{ lub:}$$

$$1 \cdot 5\, C_{x_0} F^{-0 \cdot 5} . q + 1 \cdot 5\, C_{x_1} . q \,.\, F^{-1 \cdot 5} = \\ = 0 \cdot 5\, C_{x_0} (Q_0+qF)\, F^{-1 \cdot 5} + 1 \cdot 5\, C_{x_1} (Q_0 + qF)\, F^{-2 \cdot 5}$$

$$1 \cdot 5\, C_{x_0}\, qF^2 + 1 \cdot 5\, C_{x_1}\, Fq = 0 \cdot 5\, C_{x_0} (Q_0 + qF) F + \\ + 1 \cdot 5\, C_{x_1} (Q_0 + qF).$$

Po uporządkowaniu względem „F", otrzymujemy ostatecznie:

$$F^2\, qC_{x_0} - 0 \cdot 5\, C_{x_0} Q_0 F - 1 \cdot 5\, C_{x_1} Q_0 = 0 \text{ lub}$$

11) $F^2 - 0 \cdot 5 \frac{Q_0}{q} F - 1.5 \frac{C_{x_1}}{C_{x_0}} \frac{Q_0}{q} = 0$ zaś pierwiastek tego równania przedstawi się w postaci:

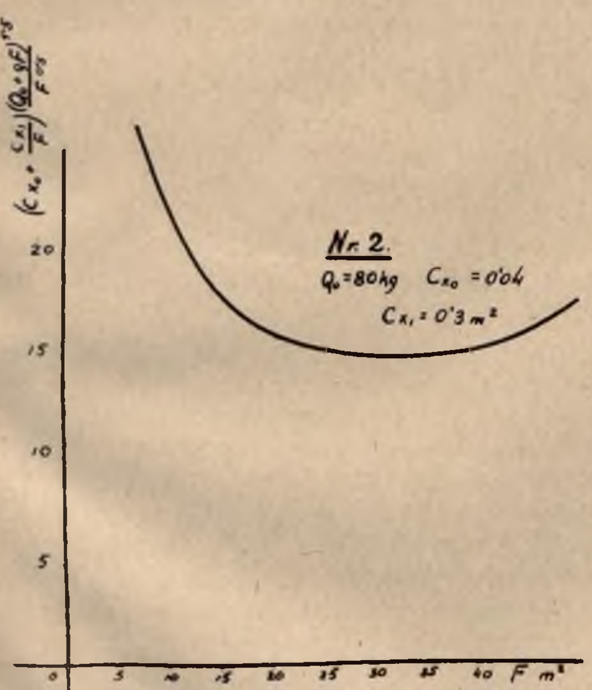
$$12)\ F = 0 \cdot 25 \frac{Q_0}{q} \pm \sqrt{\frac{1}{16} \frac{Q_0^2}{q^2} + 1 \cdot 5 \frac{C_{x_1}}{C_{x_0}} \frac{Q_0}{q}}$$

Zakładając jak poprzednio — dla przykładu $Q = 80$ kg $q = 2$ kg/m², zaś $C_{x_0} = 0.04$, $C_{x_1} = 0.30$ m², otrzymamy:

$$\text{F optimum} = \frac{1}{4} \frac{80}{2} \pm \sqrt{\frac{40^2}{16} + 1 \cdot 5 \frac{0 \cdot 3}{0 \cdot 04} 40} =$$
$$= 10 \pm 23 \cdot 4.$$

Czyli $F = 33.4$ m².

Widzimy, że w równanie to wchodzi już i opór profilu, jakoteż opór szkodliwy — co jest naturalne i wskazuje zależność wielkości powierzchni od profilu i oporów czołowych maszyny.



Rys. 2.

Na wykresie Nr. 2 mamy przedstawioną funkcję

$$\left(C_{x_0} + \frac{C_{x_1}}{F}\right) \frac{(Q_0 + q\,F)^{1 \cdot 5}}{F^{0 \cdot 5}}.$$

Widzimy, iż dla $F \cong 33.5$ m², funkcja ta osiąga swe minimum, wynoszące ~ 15, stąd moc potrzebna do lotu wyrazi się równaniem

$N = \frac{4}{75.0 \cdot 85} \frac{15}{C_y^{1 \cdot 5}}$, założmy dla porównania jak poprzednio $\frac{C_x}{C_y^{1 \cdot 5}} = 0.0505 = \frac{0 \cdot 04 + \frac{0 \cdot 3}{20}}{C_y^{1 \cdot 5}} = \frac{0 \cdot 055}{C_y^{1 \cdot 5}}$ to otrzymamy $C_y^{1 \cdot 5} = \frac{0.055}{0.0505} = 1.09$ [$C = 106$ jak poprzednio].

$$\text{Czyli } N = \frac{60}{75.0.85.1\,09} = 0.86 \text{ MK.}$$

Widzimy, iż tutaj moc wypada, mimo znacznego zwiększenia powierzchni, mniejsza, co się tłómaczy zmniejszeniem jednoczesnem oporów szkodliwych w stosunku do powierzchni skrzydła, jakoteż zmniejszeniem szybkości.

W obu powyżej przytoczonych przykładach, a zwłaszcza w ostatnim, uderza b. duża stosunkowo wielkość powierzchni, przy której moc potrzebna do lotu jest najmniejsza, a zatem i duży ciężar samego skrzydła — np. w ostatnim przykładzie ciężar skrzydła wynosi 2. 33.5 = 67 kg, zaś ciężar maszyny w locie 80 + 67 = 147 kg, czyli obciążenie powierzchni zaledwie

$$p = \frac{147}{33.5} = 4.4 \text{ kg/m}^2$$

Jednak krzywa z wykresu Nr. 2 przebiega w okolicy swego minimum b. płasko, tak, że nawet gdybyśmy dali powierzchnie $F = 15$ m², to otrzymamy spółczynnik, określający moc 18, zamiast 15, czyli moc, potrzebna do lotu, wyniesie

$$N = 0.96 \frac{18}{15} = 1.15 \text{ MK}$$

zaś ciężar całkowity $Q = 80 + 30 = 110$ kg, czyli

$$\text{obciążenie powierzchni } p = \frac{110}{15} = 7.35 \text{ m/kg}^2.$$

Powód, dla którego powierzchnia optimum wypada tak duża, jest natury konstrukcyjnej — mianowicie nie jest możliwe wykonać konstrukcyjnie powierzchnię 15m² o wadze własnej 2 kg/m² oraz równocześnie powierzchnię 33.5² m o wadze własnej również 2 kg/m², przy tym samym spółczynniku pewności i tym samym wydłużeniu. By tę niezgodność usunąć, należy przyjąć— co będzie zgodne z rzeczywistością — wzrost wagi własnej skrzydła wraz ze wzrostem jego powierzchni. W ogólności możemy założyć, że wzrost ten będzie się odbywał w myśl równania

13) $q = \alpha\, F^n$, gdzie „α" i „n" są pewnemi spółczynnikami, które można przyjąć z praktyki, lub określić doświadczalnie.

Załóżmy $\alpha = 0.1$, $n = 1$, czyli

14) $q = 0.1F$, stąd otrzymamy
dla $F = 20$ m² $q = 2$ kg/m², dla $F = 30$ m² $q = 3$ kg/m² i t. d., czyli wzrost ciężaru skrzydła odbywa się proporcjonalnie po linji prostej — co może być w naszym wy-

padku lekkiej aerodyny, dobrze zbliżone do rzeczywistości.

Oczywiście, że dla różnego rodzaju skrzydeł (wolnonośne, podparte zastrzałami, dwupłaty), oraz różnego rodzaju spółczynników bezpieczeństwa wzrost ten będzie przebiegał po różnych krzywych, które należy odpowiednio dobrać, opierając się na całym szeregu wykonanych konstrukcyj.

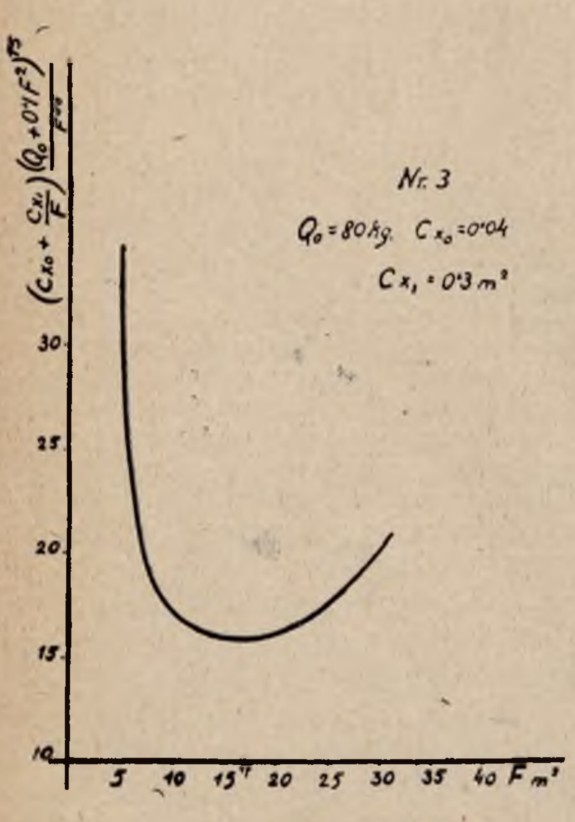
Opierając się na naszem prostem założeniu $q{=}0.1\,F$, możemy napisać równanie „10" w postaci

$$15)\ \eta N = \frac{4}{75}\cdot\frac{C_{x_0}+\frac{C_{x_1}}{F}}{C_y^{\,1\cdot 5}}\cdot\frac{(Q_0+0\cdot 1\ F^2)^{1\cdot 5}}{F^{0\cdot 5}}$$

Po sprowadzeniu pierwszej pochodnej tego równania do zera, otrzymujemy, jak łatwo się przekonać, równanie warunkowe w postaci (całego przeliczenia ze względu na zbytnią rozwlekłość rachunku — nie podaję)

$$16)\ F^3 + 0\cdot 6\ \frac{C_{x_1}}{C_{x_0}}\ F^2 - 2\ Q_0\,F - 6\ \frac{C_{x_1}}{C_{x_0}}\ Q_0 = 0.$$

Jest to, jak widzimy, równanie 3-ciego stopnia o niewiadomej „F" oraz o spółczynnikach Q_0 i $\frac{C_{x_1}}{C_{x_0}}$, które możemy obrać dowoli.



Rys. 3.

Załóżmy dla przykładu, jak poprzednio $C_{x_1} = 0{,}3$, $C_{x_0} = 0{,}04$, czyli $\frac{C_{x_1}}{C_{x_0}} = 7\cdot 5$, $Q_0 = 80$ kg.

Natenczas otrzymamy:

$$F^3 - 4{,}5\ F^2 - 160\ F - 3600 = 0.$$

Jedyny pierwiastek tego równania mający dla nas praktyczne znaczenie, wynosi

$$F = 17{,}1\ m^2.$$

Jak widzimy, otrzymaliśmy tu już znacznie mniejszą powierzchnię, możliwą w praktyce.

Wykres Nr. 3 przedstawia nam krzywą

$$\left(C_{x_0}+\frac{C_{x_1}}{F}\right)\ \frac{(Q_0+0\cdot 1\ F^2)^{1\cdot 5}}{F^{0\cdot 5}}$$

dla powyżej obranych wartości Q_0, C_{x_0} i C_{x_1}.

Widzimy, iż rzeczywiście krzywa ta osiąga swe minimum, wynoszące 15,8 dla $F = 17{,}1\ m^2$. W myśl naszego poprzedniego założenia, ciężar własny powierzchni skrzydła wyniesie

$$q = 1{,}71\ kg/m^2.$$

Czyli ciężar całkowity skrzydła $qF{=}1{,}71\ .\ 17{,}1 \cong 30$ kg.

Moc potrzebna dla lotu będzie

$$N = \frac{4}{75\,.\,0{,}85}\ \frac{1}{C_y^{\,1\cdot 5}}\ 15{,}8 = \frac{63{,}3}{75\,.\,0{,}85\,.\,1{,}09} = 0{,}908\ \text{MK}.$$

Czyli moc pośrednia między 1-szym a 2-gim przykładem, jednak procentowo wszystkie trzy moce różnią się niewiele. Oczywiście, najbliższe rzeczywistości jest rozwiązanie trzecie, ponieważ uwzględniono w nim wszystkie zmienne. Zatem dla tego przykładu mamy ciężar aerodyny w locie: $Q = Q_0 + qF = 80 + 30 = 110$ kg, co jest zupełnie możliwe — przy założeniu, że ciężar pilota nie przekracza około 65 kg.

W równaniach powyższych zakładaliśmy stale $C_x^{\,1\cdot 5} = 1{,}09$, ponieważ punkt szczytowy krzywej $\frac{C_y^{\,3}}{C_x^{\,2}}$ nie zmienia się ze zmianą obciążenia tak, że najmniejsza moc potrzebna do lotu, stale jest na tym samym kącie natarcia, czyli przy tym samym spółczynniku nośności. Jeżeli maleje wyrażenie $C_x = C_{x_0} + \frac{C_{x_1}}{F}$ ze wzrostem powierzchni nośnej, to maximum stosunku $\frac{C_y^{\,3}}{C_x^{\,2}}$ przesuwa się nieco ku wyższym C_y, jednak jest to przesunięcie naogół dość nieznaczne, tak, że można je w pierwszem przybliżeniu pominąć i przyjąć C_y stałe.

By zdać sobie teraz sprawę, jakie są naprawdę realne możliwości lotu mięśniowego, należy zmodyfikować nasze poprzednie założenia co do ciężarów. Przede-

wszystkiem ciężar pilota należy przyjąć równy 75 kg, a nie 65 kg, który nie odpowiada wadze przeciętnej.

Następnie ciężar aerodyny ustalony w artykule w „Polsce Skrzydl." na 35 kg jest, jak sądzę, przyjęty zbyt optymistycznie, nawet jeśli założymy spółczynnik bezpieczeństwa $n = 2$.

Całkowity ciężar aerodyny należy przyjąć około 50 kg, zważywszy dodatkowy ciężar przekładni kół zębatych i t. d.

Wychodząc z tego założenia, ustalmy ciężar maszyny bez skrzydeł na 25 kg, co nie jest cyfrą przesadzoną, czyli ciężar pilota + maszyna bez skrzydeł wyniesie $Q_0 = 75 + 25 = 100$ kg.

Pozostawmy pozatem nasze poprzednio przyjęte spółczynniki oporu $C_{x_0} = 0{,}04$, $C_{x_1} = 0{,}3$ m², to równanie 16 przybierze postać:

$$F^3 + 4{,}5\,F^2 - 200\,F - 4500 = 0$$

stąd otrzymamy $F = 18{,}8$ m².

Czyli moc potrzebna do lotu wyniesie:

$$N = \frac{4}{74\,\eta} \cdot \frac{0\cdot 04 + \frac{0\cdot 3}{18\cdot 8}}{C_y^{1\cdot 5}} \cdot \frac{(100 + 35)^{1\cdot 5}}{\sqrt{18\cdot 8}}$$

obieramy $\eta = 0{,}75$, gdyż poprzednio obrane 0,85 było stanowczo zbyt wysokie, zatem

$$N = \frac{4}{75\cdot 0{,}85\,.\,1{,}09} \cdot 0{,}056\,.\,\frac{135^{1\cdot 5}}{4{,}35} = 1{,}31 \text{ MK}$$

(1,1 MK dla ciężaru $Q = 125$ kg).

Jeżeli jeszcze uwzględnimy to, iż pilot nie potrafi i nie może stale lecieć na kącie, odpowiadającym $\left(\frac{C_y^5}{C_x^2}\right)$ maximum, to należy dorzucić do cyfry 1,31 MK conajmniej jeszcze 25%, czyli moc potrzebna praktycznie do lotu, będzie się wahała w granicach 1,6 do 2 MK.

Odpowiednią szybkość wyliczmy z równania

$$N = \frac{1}{16}\left(C_{x_0} + \frac{C_{x_1}}{F}\right) F\,\frac{v^3}{75\,\eta} \text{ czyli}$$

$$v = \sqrt[3]{\frac{16\,N\,75\,\eta}{F\,C_{x_0} + C_{x_1}}} \text{ m/sek.}$$

Np.

Dla $N = 2$ MK, $v = 12$ m/sek. $= 43$ km/godz.

Dla $N = 1{:}31$ MK, $v = 10{:}35$ m/sek. $= 37$ km/godz.

Nie jest to oczywiście szybkość maksymalna, lecz szybkość, odpowiadająca minimum mocy.

Ponieważ moc 2 MK może przy odpowiednim treningu wydawać człowiek, jak to wynika z wykresu, uwidocznionego w cytowanym przezemnie artykule, przez czas około 10 minut, wynikałoby z tego, iż lot mięśniowy mógłby być możliwy na przestrzeni około 6 km.

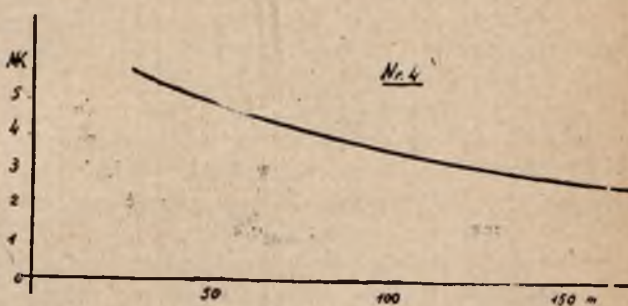
Osobiście jednak nie podzielam tego optymistycznego poglądu, ponieważ moc dwu MK wydawana przez 10 minut, jakkolwiek może jest możliwa, to jednak zbytnio wyczerpuje organizm.

Prócz tego, na rysunku szematycznym aerodyny, uwidocznionym w artykule w „Polsce Skrzydlatej", pilot ma stanowczo pozycję zbyt niewygodną do wydobycia z siebie dużego wysiłku mięśniowego, gdyż siedząc wyprostowany, nie może wywierać dużego nacisku nogami na pedały, gdyby zaś siedział pochylony, to miałby znacznie utrudnione sterowanie.

Z tych wszystkich względów sądzę, iż należałoby być b. zadowolonym, gdyby udał się lot mięśniowy na przestrzeni 500 do 1000 m. Byłby to już b. wielki sukces myśli, — no i mięśni ludzkich.

Interesującą jeszcze kwestją byłaby długość startu aerodyny, w zależności od mocy rozporządzalnej i wydanej na śmigło.

Oczywiście, iż przy starcie pomoc dodatkowej energji, odpowiednio poprzednio zamagazynowanej, byłaby niezbędną. Sposób magazynowania energji zapomocą długich sznurów gumowych wydaje się być najlepszem, najprostszem i najlżejszem rozwiązaniem.



Rys. 4.

Wykres Nr. 4 podaje nam długość startu aerodyny, ważącej w locie 135 kg, przy spółczynnikach, przyjętych jak poprzednio.

Oczywiście, długości startu, wyliczone na tym wykresie, nie są zupełnie ścisłe, jednak dają pojęcie o mocy, jaka jest potrzebna przy starcie. Długość startu liczono do chwili oderwania się od ziemi. Widzimy, iż przy 2 MK, gdy nadmiar mocy jest b. mały, start jest b. długi i wynosi aż 1050 m, natomiast przy wzroście mocy, długość startu gwałtownie spada i przy 5 MK wynosi już tylko 50 m. Jeżeli założymy, iż po wystartowaniu maszyna ma szybkość 10,5 m/sek., to, by wznieść się na wysokość 20 m — będzie potrzebowała przy 2 MK mocy — długości ok. 550 m, podczas gdy przy mocy 5 MK, długość ta wyniesie tylko 100 m. Przeliczeń powyższych dokonano, zakładając, iż średnica śmigła wynosi $D = 1$ m.

Szybkość wznoszenia się określa równanie

17) $w = \frac{75 N_n}{Q}$ m/sek, gdzie N_n — jest nadmiarem mocy w KM.

Jeżeli moc potrzebna do lotu wynosi 1,3 MK, zaś pilot rozwinie chwilowo moc 2 MK, to

N_n 2 — 1,3 = 0,7 MK, czyli przy ciężarze całkowitym $Q = 135$ kg otrzymamy:

$$w = \frac{0.7 \cdot 75}{135} = 0{,}390 \text{ m/sek.}$$

Jest to, jak widzimy szybkość mała, i leży poniżej granicy określającej pułap praktyczny (0,5 m/sek).

Podobnie dla $N = 5$ KM, $w = 2{,}05$ m/sek.

Reasumując nasze poprzednie wywody, przy projektowaniu tego rodzaju aerodyny, należałoby postępować następująco:

a) po obiorze profilu określić jego spółczynnik oporu C_{x_0}, odpowiadający maxymalnemu stosunkowi $\frac{C_y^3}{C_{x_0}^2}$ (dla profilu);

b) wyliczyć $\Sigma f_x . C_x = C_{x_1}$ sumę oporów szkodliwych płatowca;

c) wyznaczyć w przybliżeniu ciężar własny maszyny (bez ciężaru skrzydeł);

d) mając te dane i zakładając np. $q = 0{,}1\ F$, możemy na podstawie równania „16" określić najkorzystniejszą powierzchnię, a stąd i ciężar skrzydła.

Oczywiście, że znalezionej w ten sposób wielkości powierzchni, nie trzeba się ściśle trzymać, ma ona charakter orjentacyjny i wskazuje w pobliżu jakich wartości należy obrać tę wielkość, by zapewnić maszynie minimum mocy potrzebnej do lotu.

Mając znalezioną wielkość powierzchni i dobrane śmigło, znajdujemy z łatwością minimalną moc, potrzebną do lotu, jakoteż odpowiednią szybkość.

Dobrze jest po obliczeniu C_{x_1} i wyznaczeniu całego oporu samolotu $C_{x_0} + \frac{C_{x_1}}{F} = C_{x_1}$ zbadać czy maximum krzywej $\frac{C_y^3}{C_x^2}$ nie odbiega, co do wartości C_y, zbytnio do maximum krzywej $\frac{C_y^3}{C_{x_0}^2}$ (sam profil, jeśli tak, to należałoby wziąć C_{x_0} i C_y z wartości $\left(\frac{C_y^3}{C_x^2}\right) =$ max. i dokonując po raz drugi rachunku, wstawić tak poprawioną wartość C_{x_0} ponownie w równanie 16 i znaleźć powierzchnię F. Wartość C_y wstawiamy zaś w równanie na moc potrzebną do lotu (równ. 15 lub 10).

W ogólności widzimy, że aby osiągnąć jak najmniejszą moc, potrzebną do lotu, należy:

1) Zmniejszyć możliwie ciężar maszyny w locie, gdyż moc rośnie z 1,5 potęgą ciężaru Q.

2) Zredukować możliwie opory szkodliwe.

3) Obciążenie powierzchni przyjąć możliwie małe, czyli powierzchnię możliwie dużą, jednak nie większą, niż to wypada na podstawie równań 13 wzgl. 14, oraz 16.

Moc potrzebna do lotu maleje w przybliżeniu z drugim pierwiastkiem powierzchni F. (Albowiem moc ta jest proporcjonalna do wyrażenia $\frac{(Q_0 + Fq)^{1 \cdot 5}}{F^{0 \cdot 5}}$, zaś rozwijając wyrażenie $[Q_0 + Fq]^{1 \cdot 5}$ w szereg otrzymamy:

$$\frac{(Q_0 + q F)^{1 \cdot 5}}{F^{0 \cdot 5}} = \frac{Q_0^{1 \cdot 5}}{F^{0 \cdot 5}} + 1 \cdot 5\ Q_0^{1 \cdot 5} F^{0 \cdot 5} . q + $$
$$+ 0 \cdot 375 \frac{F^{1 \cdot 5} q^2}{Q_0^{0 \cdot 5}} + \ldots\ldots$$

orak kładąc $q = 0{,}1\ F$ otrzymamy:

$$\frac{Q_0^{1 \cdot 5}}{F^{0 \cdot 5}} + 0 \cdot 15\ Q_0^{0 \cdot 5} F^{1 \cdot 5} + 0 \cdot 00375 \frac{F^{3 \cdot 5}}{Q_0^{0 \cdot 5}} \approx \frac{Q_0^{1 \cdot 5}}{F^{0 \cdot 5}} \Big].$$

4) Zmniejszyć możliwie opory samego profilu, czyli dać duże wydłużenie skrzydła (przy b. dużych wydłużeniach, należy uwzględnić wzrost wagi własnej skrzydła na jednostkę powierzchni).

Profil obrać taki, któryby miał maximum wartości $\frac{C_y^3}{C_{x_0}^2}$ przy możliwie dużym spółczynniku C_y, gdyż jak wynika z równania 15, moc maleje z wartością $C_y^{1 \cdot 5}$.

W konkluzji nasuwają się następujące wnioski praktyczne:

1) Lot mięśniowy jest możliwy do urzeczywistnienia.

2) Przy ciężarze maszyny 50 do 60 kg, moc potrzebna do lotu wynosi praktycznie biorąc około 1,5 do 2 KM.

3) Do startu potrzebne jest zasadniczo dodatkowe źródło energji.

4) Długość lotu mięśniowego, zależy od wysiłku fizycznego pilota, i może dojść przy sprzyjających okolicznościach do kilku kilometrów.

Inż. E. T. A. ROZWADOWSKI MIECZYSŁAW

ROZWAŻANIA O PROBLEMIE PEWNOŚCI SAMOLOTÓW WIELOSILNIKOWYCH

Zagadnienie pewności samolotów wielosilnikowych jest bardzo złożone. Ocenianie tej pewności „na oko" musi dać wyniki wysoce niepewne, jeżeli nie wręcz fałszywe. W literaturze fachowej jest niewiele poważniejszych opracowań w tym zakresie. (Np. artykuł W. L. Cowley'a „A Discussion on mathematical Lines of the Effect of Dividing Pover into several Units" Aircraft Engineering Dec. 1930, metoda Prof. Rohrbacha; wykład Prof. Wagnera na Politechnice Gdańskiej).

Najbardziej rozpowszechnionym typem samolotu wielosilnikowego jest obecnie trzysilnikowiec. Uchodzi on powszechnie za pewnego rodzaju „złoty środek".

Poniższe rozważania mają za cel ściślejsze określenie zalet i wad normalnych typów samolotów wielosilnikowych z punktu widzenia pewności. Wyniki obliczeń są dla trzysilnikowego układu wyraźnie niekorzystne.

Czy ten typ samolotu przedstawia jakieś zalety, któreby tłómaczyły powodzenie, jakiem się niemal powszechnie cieszy — to pozostaje otwartą kwestją.

Na wstępie rozróżnimy pojęcia pewności i bezpieczeństwa. Niezawodność działania grupy silnikowej (względnie w wielosilnikowych — kilku grup), daje pewność szybkiego i punktualnego transportu.

Bezpieczeństwo jest zależne przedewszystkiem od ukształtowania kraju, nad którym lot się odbywa, od stanu i ilości lotnisk pomocniczych, od wytrzymałości płatowca, od jego własności aerodynamicznych, wreszcie od wyekwipowania (spadochrony, gaśnice, i t. p.).

Ilość silników, bądź też niezawodność ich działania, niema bezpośredniego wpływu na bezpieczeństwo.

Normalny, dobry samolot w razie zatrzymania się silnika nad krajem, jako tako równym, ląduje bez wielkiego ryzyka dla pasażerów czy poczty. (Świadczą o tem dobitnie wyniki eksploatacji Polskich Linij Lotniczych „Lot").

W poniższych rozważaniach, zajmujemy się jedynie pewnością, jako bezpośrednio związaną z ilością silników na danym samolocie.

W lotnictwie cywilnem, dążność do osiągnięcia maksimum pewności lotu, zdaje się być prawem zasadniczem.

Obliczanie pewności samolotów rachunkiem prawdopodobieństwa, wchodzi raczej w zakres zainteresowań towarzystw asekuracyjnych, tem niemniej pewność lotu poszczególnych typów samolotów obchodzi w wysokim stopniu konstruktorów.

Co do maszyn wojennych, to kwestja wymaganego stopnia pewności jest ściśle związana z przyjętemi zasadami strategji i taktyki.

Zasadniczym i ostatecznym sprawdzianem wartości samolotu w zakresie pewności będzie to, w jaki sposób zmienia się prawdopodobieństwo przymusowego przerwania lotu w zależności od ilości silników.

Zajmujemy się tu jedynie wypadkami, spowodowanemi złem działaniem grup silnikowych. Do grupy silnikowej zaliczymy, poza silnikiem właściwym: zbiorniki z paliwem i wodą, chłodnice, przewody, pompy, gaźniki, iskrowniki, wreszcie śmigło i wszystkie organa, z których działaniem może być przyczynowo związane działanie silnika.

Należałoby również wziąć pod uwagę czynnik ludzki, mający bezpośrednią styczność z silnikami, a więc pilota, mechanika, względnie w większych maszynach inżyniera. Jednak, o ile wpływ tego czynnika można z łatwością określić jakościowo, to ilościowo do obliczenia wprowadzić go trudno.

Prawdopodobieństwo (ułamkowe czy procentowe) dobrego działania jednej grupy silnikowej będziemy nazywali „pewnością jednostkową".

Jeżeli ułamkowe prawdopodobieństwo złego działania jednej grupy silnikowej nazwiemy q, a ilość silników na samolocie: n, to na całą liczbę $\left(\frac{1}{q}\right)^n$ możliwości, będzie (według rachunku prawdopodobieństwa)

$$\left(\frac{1}{q}-1\right)^n$$

możliwości dobrego działania wszystkich silników,

$$\left(\frac{1}{q}-1\right)^{n-1}\frac{n\,(n-1)\,(n-\ )\cdot\ldots\cdot 2}{(n-1)!}$$

możliwości, że jeden silnik zawiedzie,

$$\left(\frac{1}{q}-1\right)^{n-2}\cdot\frac{n\,(n-1)\,(n-2)\cdot\ldots 3}{(n-2)!}$$

możliwości, że dwa silniki zawiodą,

$$\left(\frac{1}{q}-1\right)^{n-3}\cdot\frac{n\,(n-1)\,(n-2)\cdot\ldots 4}{(n-3)!}$$

możliwości, że trzy silniki zawiodą,
i t. d.
wreszcie jedna taka, gdzie wszystkie silniki zawiodą.

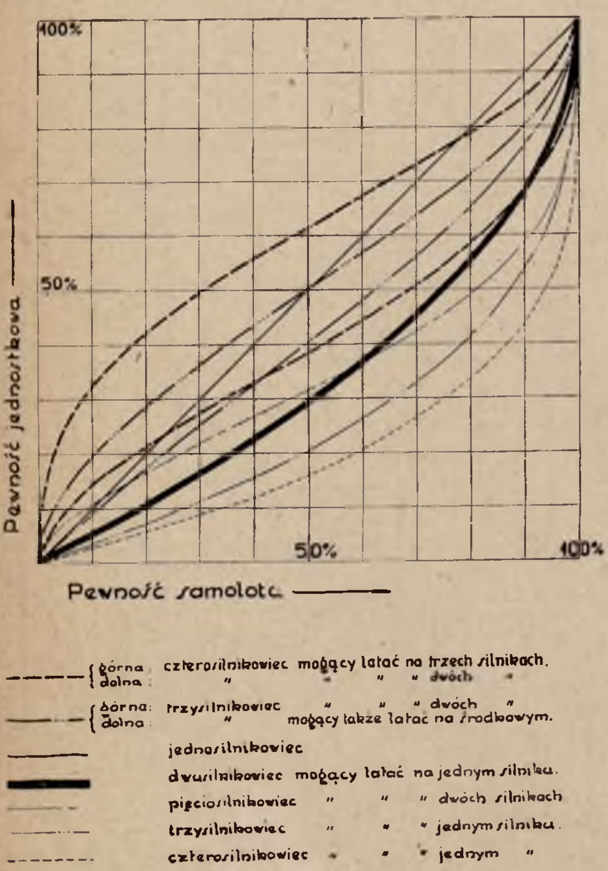
Ażeby otrzymać prawdopodobieństwo pewności wielosilnikowego samolotu, sumujemy liczby możliwości, przy których lot może się odbywać i tę sumę dzielimy przez całkowitą ilość możliwości. W ten sposób otrzymujemy wzór na obliczenie procentowej (mnożąc przez 100) pewności wielosilnikowego samolotu:

$$P_s = 100\, q^n \left[\left(\frac{1}{q} - 1 \right)^n + \left(\frac{1}{q} - 1 \right)^{n-1} \cdot \frac{n(n-1)(n-2)\cdot\ldots 2}{(n-1)!} + \left(\frac{1}{q} \right)^{n-2} \frac{n(n-1)(n-2)\cdot\ldots\cdot 3}{(n-2)!} \ldots + \right]$$

W tym wzorze pierwszy wyraz w klamrze oznacza ilość możliwości dobrego działania wszystkich silników. Drugi wyraz oznacza możliwości zatrzymania się jednego silnika, trzeci możliwości zatrzymania się dwóch silników i t. d., oczywiście, póki nie wyczerpiemy możliwości, przy których samolot jest wogóle w stanie latać.

Powyższy wzór pozwala nam obliczać pewność samolotu wielosilnikowego dla danej „pewności jednostkowej", czyli pewności samej grupy silnikowej.

Otrzymany przy pomocy tego wzoru szereg krzywych (p. wykres), obrazuje nam zmienność pewności samolotów wielosilnikowych w funkcji „pewności jednostkowej".



Ze względu na jasność obrazu, przedstawiamy tylko kilka najważniejszych krzywych:

Funkcja pewności samolotu jednosilnikowego jest prostą. Jest oczywiste, że pewność samolotu tego typu jest zawsze równa „pewności jednostkowej".

Krzywe, znajdujące się na prawo od tej prostej, przedstawiają dla danego typu pewność wyższą od „pewności jednostkowej" na lewo niższą.

Przechodząc od najgorszego wypadku, samolotu czterosilnikowego, który może latać po zatrzymaniu się najwyżej jednego silnika (np. Dornier „Super-Wal") — mamy krzywą normalnego samolotu trzysilnikowego. Widzimy, że na połowie swej długości ta krzywa przedstawia dla samolotu pewność, gorszą od pewności typu jednosilnikowego.

Znacznie lepszą pewność przedstawia taki trzysilnikowiec, który może jeszcze utrzymać linję lotu na samym silniku środkowym.

Następnie mamy czterosilnikowiec, mogący lecieć po zatrzymaniu się którychkolwiek dwu silników. Jest to typ rzadko spotykany, wymagający dużego nadmiaru mocy. Wreszcie grubą linją znaczona krzywa samolotu dwusilnikowego, który może lecieć na jednym silniku.

Lepszą pewność od tego typu przedstawiają tylko maszyny trudne do urzeczywistnienia (krzywe, znaczone cienką kreską): pięciosilnikowiec, mogący latać na dwu silnikach, oraz trzy i czterosilnikowe, mogące latać na jednym (dowolnym) silniku.

Wartość „pewności jednostkowej" można ustalać, opierając się na statystyce godzin lotu i wypadków lotniczych. Takie obliczenia napotykają jednak na znaczne trudności. W lotnictwie mamy do czynienia z najróżnorodniejszymi typami silników. Nie znamy praw, jakiemi się rządzi ewolucja i postęp w ich konstrukcji. Poza tem pewna ilość wypadków pozostaje na zawsze niewyjaśniona z powodu śmierci załogi.

Nie zajmując się więc ustalaniem wartości numerycznej, ograniczymy się do stwierdzenia, że „pewność jednostkowa" grupy silnikowej zmniejsza się ze wzrostem długotrwałości lotu, czyli że pośrednio rośnie ze wzrostem szybkości samolotu, przy jednakowem obciążeniu silników, oraz że pewność ta rośnie, gdy obciążenie silnika maleje.

Przyjmiemy również dla uproszczenia, że „pewność jednostkowa" jest niezależna od ilości silników.

Rzuciwszy okiem na wykresy, zauważymy odrazu, że dwusilnikowy samolot przedstawia w stosunku do normalnych typów trzy i czterosilnikowych dużo korzystniejszą krzywą pewności, i to na całej długości tej krzywej. Niezależnie więc od tego, czy samolot jest przeznaczony na loty bardzo długie, czy na małe odległości, dwusilnikowy samolot ma większy spółczynnik pewności od je-

dno, trzy czy czterosilnikowego [1]). Ta sprawa nabiera wprost kapitalnego znaczenia w lotach długich, np. w lotach transatlantyckich, gdzie wyższość dwusilnikowca nad trójsilnikowcem jest szczególnie duża (zmniejszenie się pewności jednostkowej przy długich lotach). Przyjmując bowiem, że na tak wielkich odległościach, pewność jednostkowa może leżeć w okolicy 50%, widzimy, że trzysilnikowy samolot może mieć zaledwie pewność jednosilnikowej maszyny, przy równoczesnej poważnej stracie na szybkości, spowodowanej oporami szkodliwemi dodatkowych silników (to zmniejszenie szybkości powoduje dalsze zmniejszenie „pewności jednostkowej").

W tem świetle wielkie loty oceaniczne Byrd'a, Kingford Smith'a („Southern Cross"), a ostatnio „Biarritz'a" i „Arc-en-ciel'a" Couzinet'a, nabierają znamion dużego ryzyka. Fakt, że transatlantyckie loty amerykańskie bywają ostatnio dokonywane wyłącznie na jednosilnikowych maszynach, wskazywałby na to, że w Ameryce zdają sobie sprawę z powiększonych przez to szans powodzenia. Zresztą ten sam kierunek zaczyna się ostatnio zarysowywać również na amerykańskich linjach komunikacji lotniczej (podobno na podstawie statystyki wypadków).

W obronie trzysilnikowca często spotyka się zdanie, że łatwiej jest zbudować samolot, któremu do lotu wystarczą dwie trzecie całkowitej mocy, niż taki, któremu połowa tej samej mocy musi wystarczyć.

Jeżeli jednak trzy grupy silnikowe zastąpimy dwiema o tym samym łącznym ciężarze, zauważymy, że moc całkowita poważnie się nam zwiększy (z powodu zmniejszenia się, ze wzrostem mocy silników ciężaru, przypadającego na jednego KM.). W tych warunkach każdy z dwóch silników będzie nam mógł zastąpić dwa silniki z trzech poprzednich (np. trzy silniki po 220 KM. możemy bez straty na ciężarze zastąpić dwoma po 450 KM.).

Przyjmując możliwość przerobienia samolotu trzysilnikowego na dwusilnikowy, można bez zwiększenia jego ciężaru całkowitego zwiększyć moc maksymalną o 30 do 40%.

Zwiększając moc maksymalną, możemy otrzymać bądź to lepsze wyczyny i szybkość samolotu, bądź też możność latania przy mniejszem obciążeniu silników.

W obu wypadkach zwiększamy „pewność jednostkowa", a ten zysk na „pewności jednostkowej" powoduje odpowiedni wzrost pewności samolotu i sumuje się ze zwiększeniem pewności, uzyskanem przez przejście z układu trzysilnikowego do dwusilnikowego.

Jak widzimy, dwusilnikowy samolot jest nietylko bardzo pewny, ale praktycznie bez konkurencji.

Na polu pewności mogłyby go pobić jedynie takie trzy lub czterosilnikowe maszyny, któreby na jednym (dowolnym) silniku, mogły utrzymać linję lotu, względnie pięciosilnikowiec, któryby mógł lecieć na dwóch motorach.

Kwestja większej taniości dwusilnikowego samolotu w stosunku do trzy i czterosilnikowych, nie jest związana z naszym tematem, więc się nią nie zajmujemy.

W powyższych wywodach przyjęto, że „pewność jednostkowa" grupy silnikowej jest niezależna od ilości silników.

Zdarzył się atoli wypadek, że w czterosilnikowym samolocie pasażerskim (Handley Page), pęknięcie jednego śmigła spowodowało pęknięcie dwu śmigieł sąsiednich, i oczywiście bardzo gwałtowne lądowanie. Na pewnym trzysilnikowym wodnopłatowcu, po zatrzymaniu się jednego silnika powstały takie drgania, że pilot musiał natychmiast siadać na wodę.

Podobnie może się zdarzyć, że nieodpowiednio pomyślany obieg benzyny lub oliwy, może stworzyć pewną współzależność między silnikami.

Tego rodzaju wypadki przemawiają za tem, że „pewność jednostkowa" maleje, a w każdym razie może maleć ze zwiększeniem ilości silników.

Co do czynnika ludzkiego, zdaje się również jasne, że uwaga, rozstrzelona na większą ilość silników, musi być mniej ścisła i mniej skuteczna.

Widzę dwa wypadki, w których można sobie wytłómaczyć konieczność zastosowania układu trzysilnikowego. Pierwszy wypadek: W płatowcach, wymagających dużej mocy, naprzykład w dzisiejszych warunkach 1500 KM., silniki, jakiemi rozporządza konstruktor, mogą go zmusić do rozdzielenia mocy na więcej, niż dwa silniki. W takim wypadku korzystnie będzie umieścić po bokach 2 silniki po 450 lub 400 KM., a na środku silnik o 600 lub 700 KM., z zastrzeżeniem, że moc silnika środkowego wystarczy do utrzymania linji lotu. Pewność samolotu będzie w ten sposób poważnie zwiększona. Drugi wypadek to ten, gdy przed budową wielkiego aparatu robi się typ doświadczalny w zmniejszonej skali. Tak tłómaczyłem sobie dziwnie skądinąd wyglądający samolot Couzinet'a z trzema Salmsonami, o łącznej mocy 120 KM., któremu przy normalnem obciążeniu wszystkie trzy silniki są do lotu niezbędne, oraz późniejszy „Biarritz". Mogły one służyć chyba jako próbne maszyny przed wypuszczeniem „Arc-en-ciel".

Kwestje rozmaitych typów silników oraz wpływ ich rozmieszczenia na wartość samolotów wielosilnikowych, a w szczególności dwusilnikowych, nie były niezbędne w tych rozważaniach, że zaś przedstawiają zakres bardzo szeroki, nadają się do osobnego omówienia.

[1]) Przyp. red.: Zaleta względnej pewności samolotu dwusilnikowego, na którą autor wskazuje, istnieje oczywiście (zgodnie z założeniem) tylko wtedy, jeśli jest możliwe kontynuowanie lotu z jednym silnikiem działającym. Skoro oba silniki muszą pracować dla utrzymania lotu (np. przy przeciążeniu samolotu), krzywa pewności staje się wybitnie niekorzystna.

Inż. CIOŁKOSZ ZBYSŁAW Z. P. I. L.

WYSTAWA R. A. F. i S. B. A. C. W LONDYNIE

Dnia 24 czerwca b. r. odbyła się w Londynie na lotnisku w Hendon wystawa, połączona z demonstracjami lotniczemi, lotnictwa wojskowego Wielkiej Brytanji (R. A. F.), a w dwa dni później na tym samym lotnisku wystawa i demonstracje samolotów, zorganizowane przez „Brytyjski Związek Konstruktorów Lotniczych" (S. B. A. C.).

Ponieważ z ramienia P. Z. L. zostałem wydelegowany na obie wspomniane wystawy, pozwolę sobie podzielić się z czytelnikami „Wiadomości Technicznych Lotnictwa" sprawozdaniem i wrażeniami, w których nieco uwagi poświęciłem stronie organizacyjnej zawodów, ze względu na jej doskonałą formę. Korzystając z możności zwiedzenia paru fabryk lotniczych w czasie mego pobytu w Anglji, jak wreszcie w drodze powrotnej w Holandji, ramy mego sprawozdania rozszerzam nieco poza granice wystaw, ograniczając się jedynie do wzmiankowania istotnie ciekawych spostrzeżeń.

WYSTAWA R. A. F.

Wystawa w Hendon jest 14-tą z rzędu tego rodzaju imprezą, urządzaną przez R. A. F. Obecna wystawa i popis, mimo, iż się odbyły w czasie słotnym, zgromadziły około 100.000 publiczności, tym razem wyborowej, złożonej z fachowców lub entuzjastów lotnictwa, którzy, mimo czasami ulewnego deszczu, potrafili przez szereg godzin obserwować z otwartych stoisk ewolucje i popisy obfitego i doskonale opracowanego programu.

Należy zaznaczyć, że kierownictwo lotnicze, mając na uwadze bezpieczeństwo personelu latającego, wysunęło po pierwszej części programu „ogólnej", program główny, przystosowany do złej pogody, t. zw. „bad weather programme".

Program ten zasadniczo niewiele odbiegał od przewidzianego, usunięto z niego jedynie akrobację zsynchronizowaną samolotów pościgowych, następnie popisy lotów grupowych trzech eskadr samolotów bombowych dziennych, i grupowe loty na plecach.

Z niebywałym entuzjazmem należy się wyrazić o organizacji popisów R. A. F., jak również wystawy S. B. A. C.

Każdemu, kto kiedykolwiek oglądał podobne imprezy lotnicze, rzuca się w oczy niebywały porządek, spokój i systematyczność, z jaką wszystkie punkty programu były wykonywanemi. Odnosi się wrażenie, że żaden szczegół programu nie został pominięty i niewypróbowany uprzednio. Program popisów przewidywał kolejność następujących po sobie punktów programu z dokładnością do 5 minut. W ściśle oznaczonych porach odbywały się starty, lądowania lub też nadloty popisujących się eskadr. Nie było mowy o jakichkolwiek indywidualnych „nadprogramowych" popisach i rozochoconych pilotach, którzyby przedłużali swe popisy i nie lądowali w odpowiednio oznaczonych terminach, lub których silniki nie chciałyby przed startem zaskoczyć!

Jak rzetelną musi być obsługa samolotów i silników, niech nam to zademonstruje fakt, że mimo czasami ulewnego deszczu, nie było ani jednego wypadku, aby silnik odmówił posłuszeństwa, skutkiem czego niezwykła precyzja w wykonywaniu programu.



Fot. Flight'u.

Rys. 1. Publiczność w czasie deszczu obserwuje przelot nad lotniskiem w Hendon 3-ch amfibji Saro „Cloud".

Program opracowany był doskonale, dając ustawicznie atrakcję nie tylko fachowcom, ale i laikom-widzom. Nie było żadnych przerw w ciągłości produkcji. Produkcje monotonne, t. j ograniczające się wyłącznie do demonstracji w locie normalnym, w rodzaju naprz. pokazów dużych samolotów wodnych, jak Singapore II, Short R. 6/28, Southampton i t. d., były niezwykle krótkiemi, podobnie jak parada nowych typów. Nie było wypadków

przerw nadprogramowych w czasie wykonywania poszczególnych punktów programu i zabawianiu gości opowiadaniami przez speakera w celu zapełnienia wytworzonej luki.

Do samych ewolucji wprowadzono cały szereg efektów tak optycznych, jak i akustycznych w celu urozmaicenia monotonji niektórych pokazów. Dodatki te, jakkolwiek nie mające właściwie nic wspólnego z zadaniami poszczególnych punktów programu, urozmaicały go i równocześnie informowały widza o spełnionych zadaniach poszczególnych jednostek lotniczych.

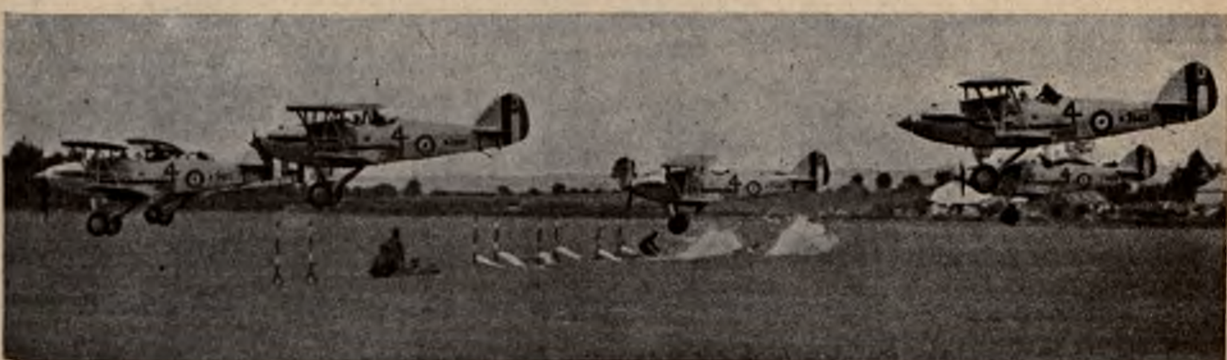
Ze względu na to, że i u nas od lat dwu urządza się pokazy i zloty międzynarodowe, uważam za rzecz bardzo wskazaną, aby komitet stały, który powinien akcję przygotowawczą stale prowadzić, winien wysyłać na tego rodzaju imprezy swych przedstawicieli w celu poczynienia odpowiednich obserwacyj i wyciągnięcia

nia się w praktyce latania. Piloci w zawodach tych są handikapowani w zależności od wieku. Również maszyny, użyte w tych zawodach, nie są jednakowego typu. Zawody te odbywają się na przestrzeni 28 mil.

Następnym punktem była demonstracja, w jaki sposób zaopatruje się w żywność, amunicję i t. d. oddziały wojskowe oblężone, lub też znajdujące się w miejscach niedostępnych do lądowania.

Samoloty, użyte do tego celu, były typu „Audax" Hawker'a z silnikami „Kestrel" R. R., niedawno dopiero wprowadzone w armji angielskiej jako typ t. zw. „army cooperation plane".

Przedmioty dostarczane, wyrzucane były w specjalnych skrzyniach, zaopatrzonych w amortyzację, na spadochronikach i zaopatrzone w urządzenia świecące lub dymiące. Skrzynki te, wyrzucane z niewielkiej wysokości, posiadają, jak się pokazało, doskonałą amortyzację,



Fot. Flight'u.

Rys. 2. Podchwytywanie meldunków przez samoloty Hawker „Audox" z silnikami R. R. Kestrel. Obłoki dymu sygnalizują o zdjęciu meldunku.

wniosków, które dałyby się z korzyścią zastosować w naszych warunkach.

Poziom nietylko techniki lotu, który postępuje niezależnie od organizatorów zawodów, ale sama strona organizacyjna, musi również wykazywć w sobie postęp i wzrost środków technicznych, użytych do zadowolenia i obsłużenia widza.

Wracając do zasadniczego tematu, popisów, zaznaczę, że popis ten jest właściwie dorocznym przeglądem rezultatów pracy treningowej poszczególnych formacyj, i ma za zadanie pokazanie angielskiemu obywatelowi, na jakie cele idą jego pieniądze.

Program sam dzieli się na dwie części: popisy wstępne i zasadnicze.

Pierwszym punktem popisów wstępnych były zawody oficerów sztabowych, w których mogli brać udział jedynie oficerowie, przydzieleni do odpowiednich sztabów grup lotniczych, lub oficerowie ministerstwa, t. zw żartobliwie w Anglji „chair-polishers", a więc oficerowie, którzy wylatują odpowiednie ilości godzin dla utrzyma-

bowiem w wypadku nieotworzenia się nawet spadochroników, nie wykazały zbyt wielkich uszkodzeń.

Następnym popisem, wykonanym przez tą samą eskadrę, było podchwytywanie meldunków, wykonywane w różnych szykach. W celu zwiększenia efektu tego punktu programu, sznur, na którym zawieszony był meldunek, połączony był z urządzeniem, które po zerwaniu sznura, dawało eksplozję, i obłokiem dymu sygnalizowało publiczności o dokonanem podniesieniu meldunku.

Dalszym punktem była walka samolotu bombowego „Sidestrand" (2 Jupitery) z trzema „Bulldog'ami", również z silnikami Jupiter. Ciekawym faktem do stwierdzenia dla taktyków wojskowych będzie zupełne wyeliminowanie t. zw. korkociągu z walki powietrznej. Figura ta w czasie późniejszych solowych popisów akrobacji na samolotach myśliwskich, również ani razu nie była stosowana. Motywem prawdopodobnym, który spowodował usunięcie jej z figur walki powietrznej, jest to, że jednem z zadań korkociągu jest szybka strata wysokości w celu dostania się popod przeciwnika. W walce, przez

pikowanie uzyskuje się ten sam efekt w dużo krótszym czasie.

Część programu, w której jako atrakcja, brał udział Westland Pterodactyl M. IV, była jednym z najzabawniejszych punktów popisów.

Firma Westland, która od szeregu lat prowadzi studja nad budową samolotów samoskrzydłowych, w samolocie M. IV, może się pochwalić nielada sukcesem (patrz Nr. lipcowy „Wiad. Techn. Lotn." str. 11). Loty Pterodactyla wskazują na zupełne opanowanie problemu samoskrzydłowca przez tę firmę. Samolot ten w trakcie swych demonstracyjnych lotów wykonywał wiraże po 90° nad ziemią i wykonał zupełnie poprawnego looping'a.

Mimo opanowania najtrudniejszej tutaj kwestji sterowości i stateczności, samolot ten traktowany jest raczej jako eksperyment bez jakiegokolwiek w tej chwili przełomowego znaczenia.

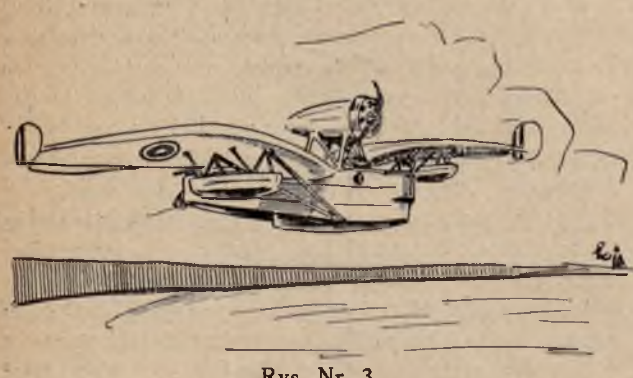
Charakterystyki lotu uzyskane z silnikiem 120 M. K. „Gipsy III" nie przekraczają normalnych charakterystyk samolotu o podobnej mocy i konstrukcji ortodoksalnej. (Nmax. = 176 km/godz.).

Ofiary jakie się ponosi na oporach przy zmianie kątów natarcia płata dla części skrajnej skrzydeł, niezbędnej dla uzyskania odpowiednich charakterystyk stateczności, są zbyt wielkie i zbyt obniżają ogólną doskonałość (finesse) płatowca, aby dla profili w tej chwili stosowanych można było znaleźć wiele punktów wyższości od normalnego rozwiązania.

Fakt ten doskonale oceniają anglicy, traktując problem ten mimo całkowicie widocznego opanowania z zupełnym spokojem i bez zbytniego entuzjazmu, jako jeden z eksperymentów na drodze rozwoju lotnictwa.

Obecnie podobno mają być prowadzone studja w celu wykorzystania samoskrzydłowca dla celów wojskowych jako hydro, przyczem na końcach skrzydeł umieszczone byłyby pływaki, a silniki lub silnik ponad płatem. Podobno ta koncepcja dałaby doskonałe pola obstrzałów. Niewiadomo jednak, jak przedstawiać się będzie kwestja wpływu ciągu śmigła i momentu ciągu względem S. C. Koncepcja ta może być ciekawa, jednak prawdopodobnie wymagać będzie jeszcze wielu studjów.

Pterodactyl M. IV w czasie popisów, pomalowany na przedhistoryczną bestję, jakiegoś swego protoplastę, gonił w obłokach za balonikami przedstawiającemi różne dziwaczne stworzenia i pilot popisywał się celnością w strzelaniu z rewolweru do nich.



Rys. Nr. 3.

Bardzo ciekawym punktem były demonstracje akrobacji zbiorowej i drill'u powietrznego pierwszej angielskiej eskadry samolotów myśliwskich dwumiejscowych.

Samoloty Hawker'a typu „Demon" z silnikami Kestrel, zostały wprowadzone narazie jako eksperyment i wypełniają pewną lukę w programie uzbrojenia sił powietrznych Wielkiej Brytanji.



Rys. 4. Samolot 2-miejscowy myśliwski Hawker „Demon" z silnikiem R. R. Kestrel.

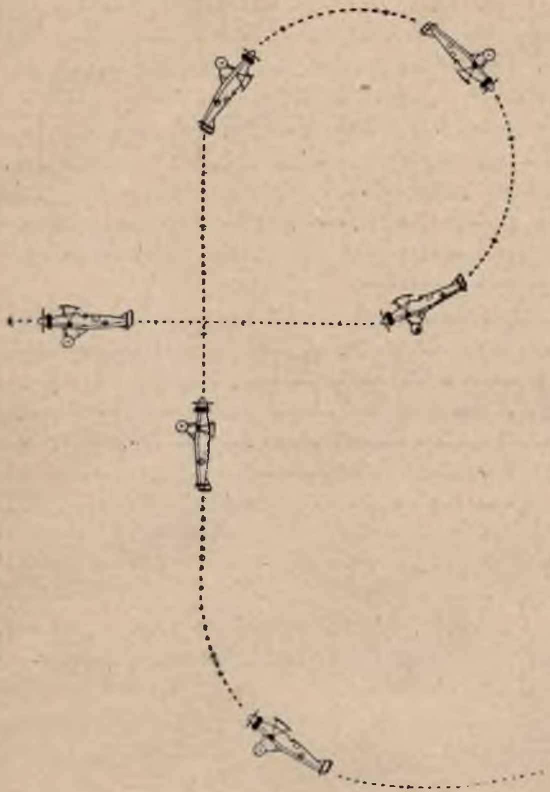
Wprowadzenie tego typu i stworzenie eskadry samolotów myśliwskich dwumiejscowych ma w Anglji miejsce poraz pierwszy od czasu wielkiej wojny, po której typ ten został w Anglji całkowicie zarzucony. Akrobacja przeprowadzona wykazała, że pewne dodatkowe rozwleczenie mas samolotu przez dodanie strzelca, zresztą minimalne, gdyż pilot w wypadku „Demona" siedzi znacznie głębiej pod skrzydłem, aniżeli np. w samolocie „Fury", w niczem nie pomniejsza zwrotności i czystości w wykonywaniu akrobacji samolotu myśliwskiego dwumiejscowego.

W celu osłonięcia strzelca, wiatrochron pilota posiada specjalną formę i rozciąga się aż do stanowiska strzelca.

O dostawę 40 samolotów tego typu, rzekomo na użytek policyjny pertraktowały niedawno Niemcy z fabryką Hawker'a.

Z programu głównego wymieniać będę tylko te punkty, które szczególniej zasługują na uwagę.

Do takich należały popisy akrobacji wykonanej przez eskadrę samolotów myśliwskich Hawker'a „Fury". Samoloty te posiadają rzeczywiście fenomenalną zwrotność i dzięki dużej powierzchni nośnej niezwykłą zwięzłość akrobacji. Zaopatrzone w silniki „Kestrel", posiadają tak znaczny nadmiar mocy, że z łatwością wykonują t. zw. looping'a rakietowego, polegającego na tem, że w pierwszej części looping'u samolot drze się pionowo w górę i po pewnym czasie wchodzi w pętlę looping'u, nabierając w ten sposób wysokości.



Rys. 5. Looping rakietowy.

„Clou" popisów stanowiły beczki wykonywane przez eskadrę tychże trzech samolotów w szyku „V" jako całość, a nie jako beczki pojedyńczych samolotów. W ten sposób osią obrotu dla eskadry była oś beczki samolotu środkowego.

Punktem, który wywołał duże zainteresowanie i równocześnie wesołość, były popisy dwóch instruktorów na samolotach treningowych typu „Avro" 504 N. z silnikami „Lynx".

Jeden z instruktorów wykonywał po kolei wszystkie ewolucje poczynając od najprostszych, przechodząc stopniowo do looping'ów, beczek, immelmanów, i t. d., a drugi udający ucznia naśladował go, i wykonywał wszystkie ewolucje w sposób taki, jak tylko można było najgorzej je wykonać, budząc burze wesołości.

Mimo widocznych błędów, maszyna wychodziła cało z różnych opresji, lądowanie ucznia w podskokach po całym lotnisku zakończyło ten komiczny punkt programu.

Imponujące wrażenie zrobiło pojawienie się nad lotniskiem wielkich samolotów — hydro, zwłaszcza 6-motorowych Short'ów R. 6/28 z silnikami „Buzzard" 935 MK, Short'ów Singapore II z czterema Kestrelami i t. d, które dla porównania i ocenienia ich ogromu leciały w towarzystwie maleńkiego Moth'a.

Wszystkie wodnopłaty, za wyjątkiem amfibji Saro „Cloud" startowały z bazy morskiej w Felixtowe.

Akrobacja zsynchronizowana, jak wspomniałem uprzednio, ze względu na zły stan pogody odbyć się nie mogła. Dwóch pilotów na samolotach „Fury" dało piękny pokaz akrobacji indywidualnej.

Loty na plecach demonstrowane przez instruktorów Centralnej Szkoły Latania uległy również pewnym zmianom ze względu na pogodę. Początkowo akrobacje i loty na plecach miały się odbywać równocześnie na 5 samolotach „Avro-Tutor" z „Lynxami", ostatecznie jednak loty na plecach pokazał tylko jeden samolot.

Piękną figurą było wykonanie, jak gdyby pół-looping'u w sposób taki, że z lotu na plecach pilot nabierał wysokości wykonując looping głową nazewnątrz promienia, i w górnym jego punkcie kontynuował lot normalny w przeciwnym kierunku.

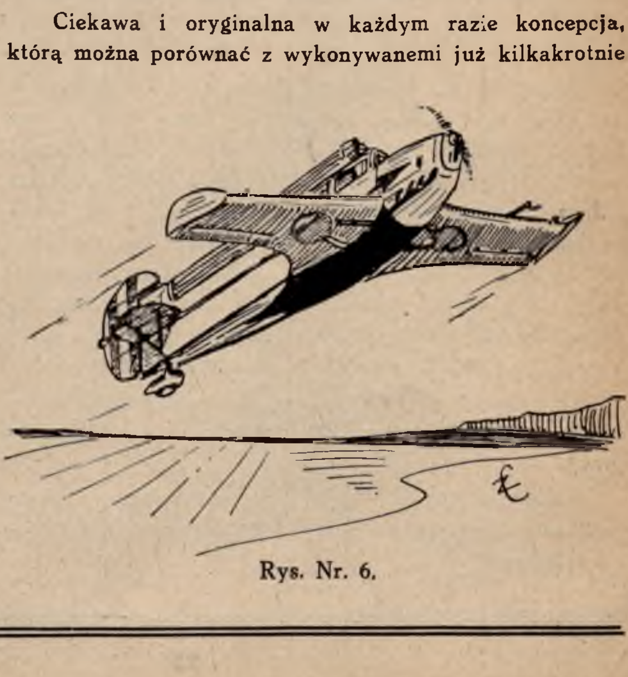
Lot na plecach w pewnym momencie odbywał się na tak małej wysokości, że doskonale rozróżnić można było nawet ruchy głową pilota.

Znane u nas akrobacje samolotów związanych linkami elastycznemi miały i tutaj miejsce. Brało w nich udział 9 samolotów „Fury", przyczem wszystkie akrobacje, z wyjątkiem beczek, które wykonywane były po 3 samoloty związane razem, przeprowadzone były dla samolotów związanych w dziewiątce.

Wskazywały one, jak zresztą i poprzednie punkty programu, jak wielka jest sprawność lotów grupowych i ich doskonałość, i jak wielką wagę w lotnictwie angielskiem kładzie się na wyszkolenie zespołowe.

W paradzie nowych typów i prototypów pierwszy wzniósł się autogiro bezskrzydłowy typu C. 30, z Genetem Majorem. Krążą wersje, że de Cierva zajmuje się teraz problemem składania łopatek wiatraka w locie w ten sposób, aby po starcie złożone stanowiły górę oprofilowania kadłuba. Przy zastosowaniu małych płaszczyzn nośnych, samolot taki obok zalet łatwego lądowania i startu mógłby osiągnąć dużą szybkość przelotową.

Ciekawa i oryginalna w każdym razie koncepcja, którą można porównać z wykonywanemi już kilkakrotnie



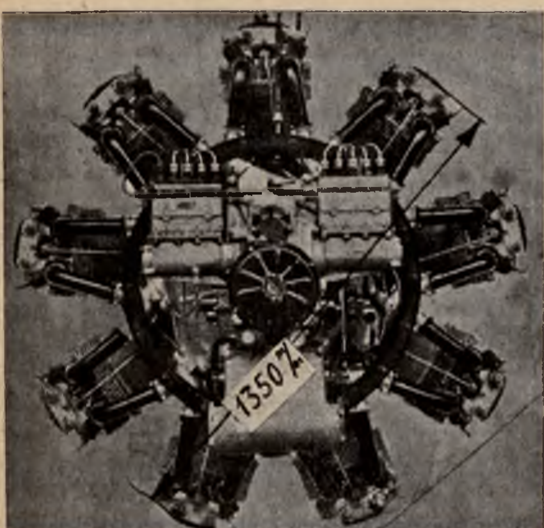
Rys. Nr. 6.

do tej pory doświadczeniami z powiększaniem powierzchni nośnej dla startu i lądowania przez wysuwanie części zewnętrznej skrzydeł, lub zwiększania cięciwy skrzydła przez wysuwanie tylnej części skrzydła (brzegu odpływu).

Interesujące w paradzie nowych typów były demonstracje zastosowania nowych tłumików na rurach wylotowych silników.

Tłumiki te, konstrukcji firmy Rolls-Royce'a naprawdę bardzo wydatnie działają. Założone one były na płatowcu „Fairey" III F. Przypuszczam, że należałoby się tą sprawą zainteresować dla naszych płatowców nocnych.

Również zaciekawienie budził zupełnie nowy silnik na ciężkie oleje „Phoenix" produkcji firmy Bristol. Silnik ten zamontowany był na płatowcu wywiadowczym „Wapiti".



Rys. 7. Silnik lotniczy na olej ciężki Bristol „Phoenix". Widok z tyłu.

Silnik ten jest owocem 7-mioletniej pracy firmy Bristol. Pięć lat pracy zużyto na pracę nad typem jednocylindrowym w celu opanowania technicznego wszelakich trudności, jakie wiążą się z wstrzykiwaniem paliwa, wytrzymałością i zużyciem się elementów w związku z wyższą kompresją potrzebną do samozapalania i t. d. W czasie tych 5 lat, 1500 godzin przepracowały różne typy jednocylindrowego silnika, poczem dopiero zdobyto się na decyzję budowy silnika, który w ogólnych linjach przypomina znanego Pegasus'a.

Obecnie przeprowadzane są próby silnika na płatowcu, przyczem silnik ten ma już poza sobą 200 godzin pracy.

Paliwo użyte do napędu jest zwyczajnem paliwem ciężkiem używanem do Diesel'i przemysłowych o ciężarze właściwym 0,85.

Pojemność jego jest taka sama, jak Pegasus'a, t. j. 28,7 litrów i pracuje on na zasadzie czterotaktu. Maksymalna moc natomiast wynosi 400 koni, a moc normalna przy 1900 obr./min. 350 MK. Waga silnika tego jest identyczna z wagą Pegasus'a (t. j. 460 kg), który daje moc na pełnych obrotach do 680 MK.

Przeprowadzenie kalkulacji zysku na wadze przy niskiem zużyciu paliwa wskazuje, że użycie tego typu silnika dałoby zysk dopiero przy samolotach o bardzo wielkim zasięgu i zaczęło się dopiero rentować od 1500 km promienia działania.

Z silników na olej ciężki demonstrowany był jeszcze silnik firmy Rolls-Royce „Condor" III B. zamontowany na samolocie Hawker'a „Horsley". Silnik ten, który rozwinięty jest z silnika normalnego o mocy 700 MK, rozwija jako silnik na olej ciężki 480 MK przy 1900 obr./min. i 500 MK przy 2000 obr./min.

Waga silnika na konia jest bardzo duża i wynosi około 1,4 kg na konia. Zużycie paliwa jest nieco większe od silnika „Phoenix", którego zużycie na konia i godzinę wynosi 185 gr.

Z pomiędzy samolotów wystawionych w parku typów nowych i eksperymentalnych należy wspomnieć jeszcze o samolocie dalekodystansowym Fairey'a z silnikiem „Lion" 530 MK, na którym swego czasu Sq. Lead. Gayford ustanowił rekord odległości lotu w linji prostej na przestrzeni 5309 mil w lutym ubiegłego roku.

Przypomnę, że samolot ten o zasięgu maksymalnym 6000 mil posiada szybkość maksymalną 192 km/godz i szybkość lądowania 112 km/godz.

W czasie ostatniego dalekodystansowego lotu zastosowany był na nim pilot automatyczny, fabrykacji firmy Smith'a, który podobno w czasie lotu działał bez zarzutu przez 27 godzin. Dostanie się wody deszczowej przez otwarte okno wiatrochronu do przewodów przerwało funkcjonowanie automatycznego pilota, nie niszcząc jednak zupełnie aparatury.

WYSTAWA S. B. A. C.

Dnia 26 czerwca, a więc w dwa dni później od wystawy R. A. F. odbyła się na lotnisku w Hendon wystawa „Stowarzyszenia Brytyjskich konstruktorów Lotniczych", reprezentująca 16 firm lotniczych i około 45 eksponatów.

Sposób urządzenia tej wystawy znacznie odbiega od normalnego szablonu, i dlatego sam szemat jej organizacji opiszę w paru słowach.

Wystawa i popisy odbywają się wyłącznie dla imiennie zaproszonych gości — fachowców w następującym porządku: rano odbywają się loty demonstracyjne nowych typów płatowców podług bardzo dokładnego programu, przyczem równocześnie, w czasie lotu, przez głośniki podawane są do wiadomości charakterystyki samolotów i silników. Loty pokazowe każdego z samolotów nie

trwają dłużej jak 5 minut. Po skończonych lotach i przerwie obiadowej, trzy godziny przeznaczone są na oglądanie dokładniejsze samolotów, które w czasie rannych pokazów zdołały wzbudzić zainteresowanie. W ten sposób nie traci się czasu na typy mało wartościowe i kiepsko latające. Jako ostatni punkt programu odbywają się loty na maszynach dwu lub wielomiejscowych, przyczem piloci fabryczni, bez zastrzeżeń, w miarę czasu wykonują loty pasażerskie i z zainteresowanymi fachowcami.

Ten sposób urządzenia wystawy został już zastosowany poraz drugi. Zdaniem organizatorów daje on doskonałe rezultaty, ponieważ w wystawie i demonstracjach biorą udział osoby tylko zainteresowane, a drogą ograniczenia liczby zwiedzających umożliwia się w pierwszym rzędzie obejrzenie dokładne maszyn, a następnie stwierdzenie praktyczne ich walorów w locie, wreszcie, chroni się materjał wystawiony od uszkodzenia go przy oglądaniu przez osoby niefachowe.

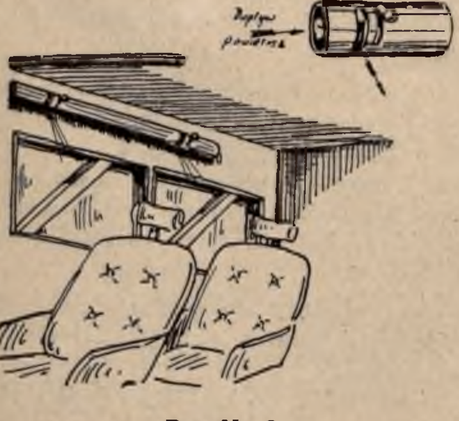
W wystawie, o której piszę, brało udział 60 różnych narodowości, przyczem liczba całkowita zaproszonych gości przekroczyła 800 osób.

Bezsprzecznie najciekawszym konstrukcyjnie z samolotów demonstrowanych był samolot komunikacyjny firmy De Havilland „Dragon", o bardzo rzadko spotykanym stosunku ciężaru użytecznego do wagi całkowitej (44%), konstrukcji prawie wyłącznie drewnianej. Prostota budowy tego samolotu jest zadziwiająca, jak również zadziwiające są rozwiązania niektórych szczegółów konstrukcyjnych, które są tak śmiałe, jak tylko na to może sobie pozwolić firma o dużej praktyce i tradycji.

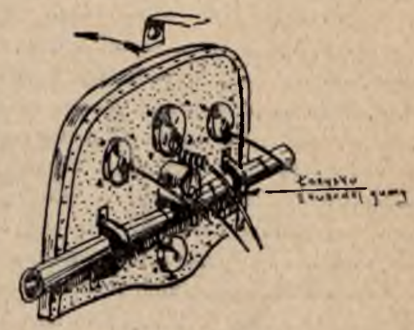
Dającym nieco do myślenia faktem jest zarzucenie przez firmę D. H. konstrukcyj spawanych kadłubów. Dwie ostatnie kreacje tej firmy „Leopard" i „Dragon" posiadają już kadłuby z drzewa, przyczem w celu zabezpieczenia drzewa od wpływów atmosferycznych, każdy kawałek drzewa i sklejki pokryty jest płótnem bawełnianem odpowiednio impregnowanem. To samo odnosi się do skrzydeł. Samoloty tego typu w najbliższym czasie będą kursowały na linji Londyn — Paryż ,przyczem będzie to pierwsza linja niesubwencjonowana przez rząd angielski.

Z ciekawych rozwiązań konstrukcyjnych wymienię tutaj pomysłowo rozwiązaną wentylację kabiny pasażerskiej. Polega ona na doprowadzeniu świeżego powietrza z zewnątrz kadłuba i rozprowadzeniu go po kabinie przy pomocy dwu rur biegnących wzdłuż ścian kadłuba. Nad każdym fotelem w rurze znajduje się wykrój sterowany odpowiednią zasuwką. W ten sposób, pasażer dowolnie może sobie w czasie lotu włączać lub wyłączać wentylację, lub też zmieniać jej intensywność w dowolnych granicach.

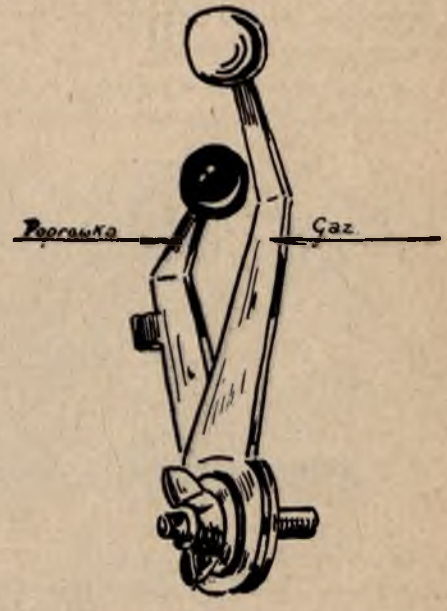
Również ładnie rozwiązaną jest tablica zegarowa, która da się dla kontroli przyłączników i zamiany zegarów obracać na osi zamocowanej elastycznie na blokach gumowych. Odpięcie zatrzasku znajdującego się na górze tablicy pozwala na obrócenie jej o kąt około 50°, i łatwą wymianę przyrządów lub też naprawę złącz.



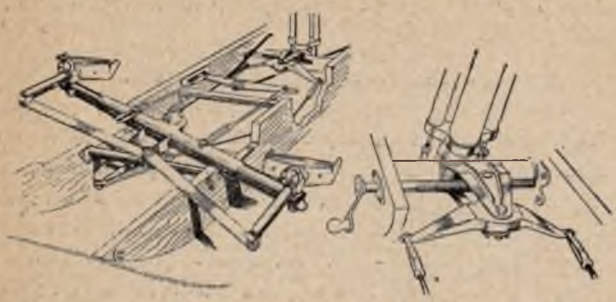
Rys. Nr. 8,



Rys. Nr. 9.



Rys. Nr. 10.

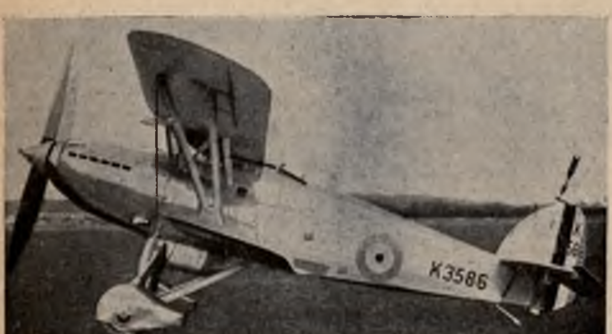


Rys. 11. Orczyk i urządzenie do kompensacji momentu występującego na orczyku przy zatrzymanym jednym z silników na samolocie D. H. „Dragon".

W celu uniemożliwienia zapomnienia przez pilota zamknięcia poprawki altimetrycznej w czasie schodzenia, rączka poprawki posiada odpowiedni występ. Rączka gazu przy zmniejszaniu gazu przymyka również i wyłącza częściowo manetkę poprawki altimetrycznej.

Rozwiązanie kompensacji momentu od silnika przy zatrzymanym jednym silniku przedstawia rycina Nr. 11. Kompensacja polega na przesuwaniu punktu zamocowania napiętej sprężyny (który to punkt normalnie znajduje się na jednej ż osi z osią obrotu orczyka), w ten sposób, że sprężyna daje dzięki swemu początkowemu napięciu pewien moment względem osi obrotu. Po wyprowadzeniu z położenia początkowego punktu zamocowania sprężyny, pilot nie odczuwa dzięki powstaniu momentu od sprężyny żadnego nacisku na orczyk, któryby to nacisk wystąpił przy zatrzymaniu silnika i wysiłku w celu utrzymania kierunku. Przy wychylaniu orczyka w kierunku zgodnym z wychyleniem potrzebnym do utrzymania kierunku lotu, sprężyna stale wspomaga nogę pilota, zaś przy kierunku przeciwnym, moment sprężyny maleje ze względu na zbliżanie się jej do osi obrotu.

Hawker'a „Special-Fury" ma być jednym z najszybszych płatowców pościgowych świata. Jest on ewolucją



Fot. R. A. F.

Rys. 12. Samolot pościgowy „Super Fury" ze specjalnym silnikiem „Kestrel" R. R. (Strzałką oznaczone urządzenie do zabezpieczenia przed wibracjami steru kierunku).

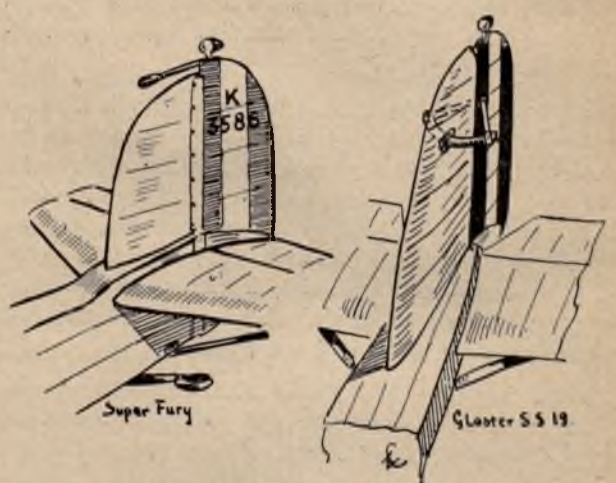
płatowca „Fury" przyczem silnikiem użytym jest silnik Kestrel ze zmienionym kompresorem i przekładnią.

Szybkość maksymalna tej maszyny jest 400 km/godz. Jest więc ona większa o 58 km/godz. od „Fury". Szybkość lądowania wynosi zaledwo 96 km/godz. Szybkość nurkowania 640 km/godz.

W stosunku do normalnego samolotu „Fury", posiada „Super-Fury" nieco zmniejszone skrzydła i przeprowadzone pewne wygładzenie linij i staranniejsze oprofilowanie.

Zwracam uwagę na wyekwipowanie wszystkich maszyn myśliwskich w 2 rodzaje celowników, lunetowy à la Chrétien i przeziernikowy.

Samolot ten, jak również i Gloster S. S. 19 posiadają specjalne urządzenia dla zapobiegnięcia wibracji steru kierunku. Ciekawe jest, że urządzenia tego nie posiadają ani lotki, ani też stery głębokości. Przedstawia nam je rycina Nr. 13.



Rys. Nr. 13.

Zasadą tego urządzenia jest zmiana położenia środka ciężkości układu steru i zmiana momentu bezwładności względem osi obrotu, co naturalnie powoduje zmianę okresu wibracji. Wielkość przeciwciężaru ustala się eksperymentalnie.

Bardzo ciekawą maszyną był „Monospar" St. 6. z chowanym podwoziem, który w linji swej, ilości i mocy silników zupełnie przypomina St. 4.

O St. 4. muszę przypomnieć, że samolot ten, jakkolwiek aerodynamicznie opracowany był bardzo dobrze, posiadał wiele wad i trudności do usunięcia, których już nie posiada St. 6.

Pierwszą wadą były bardzo silne wibracje opierzenia na dużych kątach natarcia płata (Buffeting). Usunięto je przez:

1) zmianę profilu środkowej części płata, a miano-

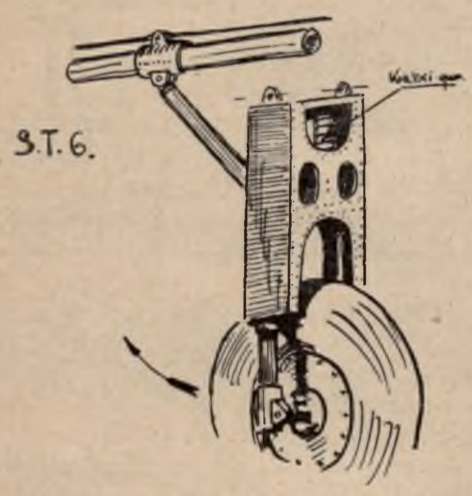
wicie ścienienie go do granic określonych możliwościami konstrukcyjnemi,

2) poddarcie brzegu odpływu profilu w okolicy kadłuba.

Mimo wysokiej doskonałości (finesse), opierzenie tego samolotu leżało w sferze niskiego ciśnienia dynamicznego. Pierwsze lądowanie St. 4. odbyło się na pełnym gazie, ponieważ pilot nie mógł ściągnąć samolotu bez użycia wpływu działania ciągu śmigła.

Samolot ten, o dwu silnikach „Pobjoy" 75/85 MK rozwija przy ciężarze użytecznym 454 kg szybkość 212 km/godz.

Rozwiązanie składania podwozia jest niezwykle dowcipne. Przedstawia je rysunek 14. Składanie polega na poruszaniu zapomocą linek napędzanych odpowiednim mechanizmem i korbą, mankietu, który ślizga się po prowadnicy rurowej, wbudowanej między krawędzią natarcia skrzydła i dźwigarem.



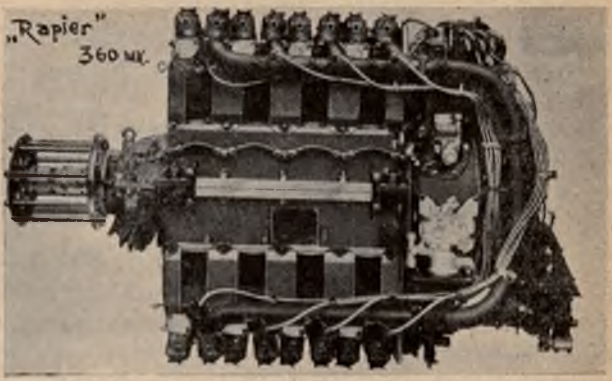
Rys. Nr. 14.

Dalszymi reprezentantami samolotów komunikacyjnych były poza „Dragonem", Spartan-„Cruiser" III z trzema silnikami „Hermes IV" i Westland „Wessex", które jednak nic specjalnie nowego nie wnoszą do konstrukcji.

Zwracam uwagę na coraz bardziej rozpowszechniające się zawieszenie opierzenia poziomego wyłącznie na taśmach; widzimy je u „Dragona" i u „Spartana". W Polsce wprowadziłem je 2 lata temu na „P. W. S. 54".

Wystawie lotniczej towarzyszyła również wystawa ekwipunku i silników, urządzona w osobnym hangarze.

Z silników wspomnę o nowym typie Napier'a „Rapier", który daje 305 MK na 3300 m wys. Silnik ten jest 16-cylindrowy; cylindry po 4 w rzędzie umieszczone są w „H". Maksymalna moc 360 MK na 10.000 stopach. Waga własna 322 kg. Obroty maks. 3500 obr./min. Przekładnia 1:2,56.



Rys. Nr. 15.

Silnik ten należy raczej traktować jako studjum do silnika rzędowego o wielkiej mocy i wielkiej ilości cylindrów, ponieważ koncepcja silników, jak np. K. 14, a więc 2-pierścieniowych, zdaje się zbliżać do maksimum mocy, jaką można przy tym układzie osiągnąć.

Słyszałem w firmie „Bristol", iż obecnie wyłoniła się myśl stworzenia silnika wielopierścieniowego o małej natomiast liczbie cylindrów na jednym pierścieniu. Kombinacja ta pozwoli na zwiększenie jeszcze liczby cylindrów przy możliwościach dobrego ich chłodzenia.

Z wędrówki mojej po fabrykach wspomnę krótko następujące zaobserwowane spostrzeżenia.

Firma „Bristol", która przez szereg lat eksploatowała swój płatowiec myśliwski, wprowadzając do zasadniczego typu jedynie pewne udoskonalenia, znalazła się wobec braku nowego prototypu przed grozą utraty zamówień, wobec czego intensywnie zabiera się do przygotowań do budowy nowego typu. Firma „Bristol" przystąpi prawdopodobnie do budowy samolotu ze stali nierdzewiejącej. Obecnie prowadzi się próby nad spawaniem punktowem kadłubów z profili ciągnionych. W czasie bytności w fabryce „Bristol'a" oglądałem taki jeden kadłub, niczem zresztą poza metodą łączenia nie odbiegający od normalnego.

W fabryce silników, ponieważ dla zwiedzenia działu studjum potrzeba pozwolenia Air-Ministry, należało się zadowolnić zwiedzeniem fabrykacji seryjnej, urządzonej bardzo starannie i z doskonałem wykorzystaniem warunków lokalnych (fabryka mieści się w starych hangarach lotniczych).

Osobliwością, której w żadnej z innych fabryk nie spotkałem, jest muzeum części fabrykowanych seryjnie. Celem tego muzeum jest likwidowanie sporów, jakie mogą w czasie produkcji wywiązać się między robotnikami i kontrolą. W muzeum znajdują się wszystkie, najdrobniejsze nawet części silników budowanych seryjnie. Służą one do ostatecznego i decydującego porównywania z częściami spornemi. Podobno pomysł ten doskonale reguluje spory fabryczne.

W trakcie zwiedzania lotniska w Croydon słyszałem z ust kierownika technicznego portu ocenę dobroci materjału silnikowego, używanego przez Brytyjskie linje lotnicze. Od silnika „Pegasus'a", który obecnie montowany jest na samolotach komunikacyjnych Handley-Page'ach w rodzaju „Hannibala", „Heraclesa" i t. d. spodziewają się wyciągnąć okres trwania jego pracy do pierwszego remontu do 600 godzin.

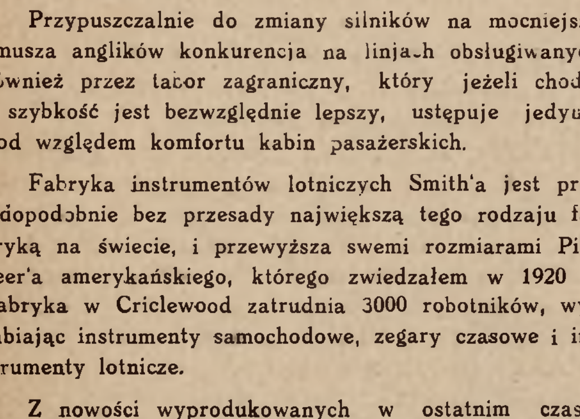
Jeżeli weźmiemy pod uwagę, że nowoczesny samolot pasażerski leci z szybkością przelotową około 220 km/godz., otrzymamy drogę przebytą przez taki silnik do pierwszego remontu 140.000 km, t. j. ponad 3 okrążenia ziemi po równiku. Cyfra ta jest fenomenalną, jeżeli się zważy, że opinja lotnictwa angielskiego jest tego rodzaju, że cyfra ta, t. j. pracy silnika wzrośnie w najbliższym czasie do 1000 godzin.

Ciekawe jest postępowanie przy wbudowywaniu silników mocniejszych na płatowcach komunikacyjnych. Otóż początkowo będą one mogły rozwijać moc maksymalną tylko przy starcie, a dopiero stopniowo, co pewną ilość godzin, będzie można podnosić ilość obrotów silnika jako dopuszczalną dla przelotu, i w ten sposób obserwować zachowanie się maszyny przy wzrastających ilościach obrotów silnika.

Przypuszczalnie do zmiany silników na mocniejsze zmusza anglików konkurencja na linjach obsługiwanych również przez tabor zagraniczny, który jeżeli chodzi o szybkość jest bezwzględnie lepszy, ustępuje jedynie pod względem komfortu kabin pasażerskich.

Fabryka instrumentów lotniczych Smith'a jest prawdopodobnie bez przesady największą tego rodzaju fabryką na świecie, i przewyższa swemi rozmiarami Pioneer'a amerykańskiego, którego zwiedzałem w 1920 r. Fabryka w Criclewood zatrudnia 3000 robotników, wyrabiając instrumenty samochodowe, zegary czasowe i instrumenty lotnicze.

Z nowości wyprodukowanych w ostatnim czasie wspomnę o elektrycznym wskaźniku poziomu benzyny stosowanym z powodzeniem na angielskich samolotach komunikacyjnych. Zasada jego działania polega na napędzaniu przez pływak zapomocą stadła kółek zębatych



Rys. Nr. 16.

opornika (potencjometra), połączonego z odpowiednim zegarem (voltomierzem) „B".

Ostatnią fabryką, o której chcę jeszcze wspomnieć będzie fabryka Fokkera w Amsterdamie. Przedmiotem specjalnego zainteresowania u Fokkera był świeżo oblatany prototyp płatowca komunikacyjnego F. XX z trzema silnikami „Wright-Cyclone". Samolot ten jest pierwszym samolotem konstrukcji Fokkera z chowanym w locie podwoziem, jak również i płozą, i o specjalnie czystych kształtach aerodynamicznych kadłuba.

Jak wspomniałem, zaopatrzony jest on w trzy silniki. Zdaniem Fokkera koncepcja samolotów dwusilnikowych z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu nie wytrzymuje krytyki, ponieważ lot dłuższy przy jednym zatrzymanym silniku jest zbyt męczący, tak dla pilota, jak i silnika. Raczej należałoby iść na zwiększenie ilości silników do 4-ch umieszczonych w skrzydłach; wtedy defekt jednego z nich obniża moc, którą dysponujemy o ¼, co pozwoli na lot nawet bez zbytniego zwiększenia ilości obrotów silników. Z punktu widzenia żywotności silników posiada to bardzo wielkie znaczenie w racjonalnej eksploatacji. Podobnie rzecz się ma i przy trzech silnikach.

Pozostawałaby kwestja przedostawania się spalin z silnika środkowego do kabiny pasażerskiej. Przy dobrej wentylacji rzecz ta nie jest jednak groźną. Również i kwestja wibracji pochodzących od silników nie jest do usunięcia jedynie przez usunięcie silnika środkowego.

Niedawno latałem na angielskim płatowcu dwusilnikowym, który na małych obrotach silników wykazywał, mimo braku silnika środkowego, bardzo duże wibracje w kabinie pasażerskiej.

Muszę zwrócić uwagę na przekształcenie się fabryki Fokkera na typowo małą fabryczkę, produkującą wyłącznie prototypy i jakby to można nazwać „serje okazowe" z jednej do dwu maszyn.

Wobec wybitnych tendencji popierania wytwórczości rodzimej, kraje, które nie posiadają odpowiednio przygotowanych konstrukcji własnych płatowców, raczej obecnie idą na drogę zakupu licencji, dając zatrudnienie w kraju inżynierom i robotnikom. Stąd też ograniczenie produkcji Fokkera, a natomiast niezwykła elastyczność biura konstrukcyjnego, które na każde zamówienie klijenta jest w stanie dostarczyć mu typ ściśle według jego wymogów. Naturalnie, że tego rodzaju nastawienie produkcyjne wymaga bardzo intensywnego wysiłku biura konstrukcyjnego: 1) tak, co do terminu wykonania samolotu podczas gdy bowiem dawniej fabryka opracowywała pewien typ i po jego kompletnem udoskonaleniu wchodziła z nim na rynek, dzisiaj trzeba ten typ tworzyć na zamówienie, 2) jak i jakości towaru, gdyż usterki spowodować mogą wycofanie się klijenta z umowy, chociażby ze względu na terminy wprowadzenia odpowiedniego typu na dane linje. — Biuro konstrukcyjne Fokkera tworzy prototypy bardzo prędko

i w tym prawdopodobnie leży siła żywotna tej fabryki, pcsiadającej najwięcej napewno maszyn komunikacyjnych w Europie, obsługujących regularne linje lotnicze.

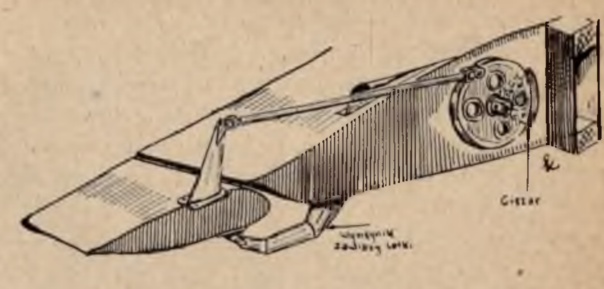
Budowa prototypu z opracowaniem rysunkowem trwa 5 — 7 miesięcy. Poprawki w locie około 3 miesięcy. W ciągu więc maksimum jednego roku tworzy się ncwy typ i wypróbowuje, co jest naprawdę godne uwagi. Muszę wspomnieć przy sposobności, czem się zresztą nie entuzjazmuję, że Fokker nie bada w tunelach aerodynamicznych swych modeli płatowców. Twierdzi on, że badania tunelowe zadużo zabierają mu czasu prelimirowanego na budowę, a mianowicie ok. 5 miesięcy, podczas gdy jego fabryka, mając duże doświadczenie i bogaty materjał eksperymentalny w ciągu 2-ch miesięcy dokonywuje tych samych obliczeń.

Ponieważ obniżenie czasu opracowania prototypów musi i u nas stać się aktualne, natomiast na usunięcie z programu dmuchań aerodynamicznych nie radziłbym się porywać, bardzo celowem będzie tutaj powstawanie przy fabrykach lotniczych własnych tuneli. W ten sposób na I. A. P. W. będzie można przerzucić tylko robotę trudniejszą i bardziej zasadniczą, a pomiary pomocnicze przeprowadzać w tunelach fabrycznych.

Sprawą tą należy naprawdę zająć się gorliwie, gdyż terminy dostaw, jakiemi wiążą się fabryki, przy zawaleniu pracą jednego tylko tunelu nie będą mogły być zredukowane do minimum, co niejednokrotnie przy stawianych przez instytucje odbiorcze terminach trzeba uczynić. Natomiast raczej należy sobie zostawić pewną rezerwę czasu na usunięciu błędów samolotów, które z pod obserwacji i badań tunelowych się usuwają, a wiemy że i z takiemi mamy w praktyce do czynienia. Należą do nich przedewszystkiem wibracje.

Pisząc o wibracjach wspomnę o kłopotach, jakie nasuwają się coraz częściej przy samolotach bardzo szybkich. Np. na samolocie F. XX otrzymał Fokker wibracje lotek. Wychylenia ich w czasie lotu były tak duże, że dochodziły do paru centymetrów na krawędzi odpływu. Jak się okazało, powodem wibracji było właśnie urządzenie mające lotki przed niemi zabezpieczyć. Zasadą tego urządzenia było wprowadzenie do układu napędu lotek masy o pewnej bezwładności, którą należało wyprowadzić z położenia równowagi dla wychylenia lotek. Pokazało się w trakcie prób, że masa ta, wyprowadzona z położenia równowagi bynajmniej (na skutek sprzągnięcia mas wahających obu lotek), nie miała tendencji do prędkiego uspokojenia się, a raczej pod wpływem impulsu lotek dążyła do zwiększenia swego wychylenia, co w konsekwencji doprowadziło do poważniejszej wibracji.

Również ze względów aerodynamicznych uległy zmianom kształty gondoli silników bocznych, a mianowicie zostały one przedłużone, przyczem wierzchołek owiewek został opuszczony na linję dolnej krawędzi gondoli. Tego rodzaju ukształtowanie owiewek miało dać poważny zysk na wysokości samolotu. W konstrukcji kadłuba Fokker odstąpił od swego szablonu konstrukcji kratowych spawanych o płaskich bokach. Obecnie, ze względu na stosunkowo szczupłe wymiary kadłuba F. XX, chcąc wykorzystać miejsce istniejące przez nadanie kadłubowi kształtu owalnego, Fokker na rusztowaniu 4 podłużnic naniósł kratę przestrzenną wychodzącą poza obręb podłużnic. Jakkolwiek daje to zysk na przestrzeni, jednak pozostawia szereg rur koniecznych dla usztywnienia kraty, widocznych w kabinie, przez co kabina pasażerska nie ma już tak czystego wyglądu, jak przy poprzednich jego konstrukcjach. Z punktu widzenia wykorzystania miejsca przy szczupłych wymiarach kadłuba i zapewnienia pasażerowi odpowiedniej ilości miejsca, należy uważać takie rozwiązanie jednakże za bardzo celowe.



Rys. Nr. 17.

Przy konstrukcji F. XX, usuniętą została niedogodność napełniania zbiorników benzyny z góry skrzydła. Rurociąg wbudowany w ścianę kadłuba pozwala na dołączenie się z ziemi z pompą benzynową, bez wykonywania akrobacji drapania się na skrzydła.

Chowanie podwozia odbywa się w sposób taki, że odpowiednie kółko zębate, napędzane za pośrednictwem przeniesienia ślimakowego zazębia się z zębami sztyftowemi umieszczonemi w segmencie związanym sztywno z nogami podwozia. Segment ten porusza się razem z podwoziem i chowa się do gondoli.

Jakkolwiek napęd ten jest samohamowny, podwozie posiada dodatkowe zabezpieczenie, a mianowicie blokowanie zapomocą klinów stożkowych wchodzących w odpowiednie otwory części ruchomej podwozia. O podejściu otworu pod klin sygnalizują pilotowi lampki wbudowane w tablicę zegarową.

Napędzenie chowania lub opuszczania podwozia uskutecznia członek załogi, jednak poza pilotem, który znajduje się dość daleko od korby napędu umieszczonej na przednim dźwigarze, i nie jest w stanie do niej dosięgnąć.

Obecnie na warsztacie Fokker'a znajduje się w budowie olbrzymi samolot komunikacyjny z 4-ma silnikami wbudowanemi w skrzydło. Samolot ten zamówiony jest na użytek duńskich linij lotniczych. Celem określenia najlepszego rozplanowania instrumentów i wi-

doczności z kabiny pilota, buduje się parę makiet z drzewa i kartonu. Umieszczenie drugiego pilota znacznie w tyle, i nieco wyżej, a pierwszego prawie w środku kadłuba, w miejscu o prawie nieograniczonej widoczności, uznane obecnie zostało po szeregu prób za najlepsze.

Firma Fokker'a nie zarzuca działalności w budowie maszyn wojskowych. Samoloty pościgowe Fokkera budowane seryjnie dla jednego z państw z silnikami Kestrel mają dawać gwarantowaną szybkość powyżej 360 km/godz. Będzie to szybkość wyższa od tej, jaką dają „Fury" z tym samym silnikiem. Samoloty te są normalnej konstrukcji mieszanej, jedynie komora płatów usztywnioną jest taśmami profilowanemi. Łoże silnika spawane jest razem z kadłubem jako jedna całość.

ROŻNE

OKÓLNIK Nr. 14/33.

Ministerstwo Komunikacji zawiadamia, że w pierwszej połowie października r. b. odbędą się egzaminy na członków załogi statków powietrznych, zarówno dla nowych kandydatów, jak i dla osób, które w poprzednich terminach egzaminów nie zdały.

Jako ostateczny termin składania nowych podań, jak również zgłoszeń do egzaminów na piśmie osób, które podania już złożyły, wyznacza się dzień 1-go października r. b.

Osoby nadsyłające podania, lub zgłaszające się po tym terminie nie będą dopuszczone do egzaminów.

Do podań nowych winny być dołączone dokumenty i opłaty stemplowe wymienione w okólnikach Ministerstwa Komunikacji Nr. 2/32 (pismo Nr. L/1/174/1/32 z dn. 8 kwietnia 1932 r.) i Nr. 4/32 (pismo Nr. L—I/174/2/32 z dnia 28 kwietnia 1932 r.).

Podania nieopłacone lub bez załączników nie będą rozpatrywane; dotyczy to również podań już złożonych, do których opłaty i załączniki muszą być uzupełnione do 1 października r. b.

Formularze podań wydaje Klubom Lotniczym i poszczególnym osobom Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji, ul. Chałubińskiego 4, dokąd też należy kierować podania o dopuszczenie do egzaminu.

Za Kierownika Departamentu
Mgr. *Tadeusz Uszyński*
Radca Ministerjalny.

KOMUNIKAT Z. P. I. L.

Zarząd *Związku Polskich Inżynierów Lotniczych* (ZPIL) komunikuje, iż Dziennikiem Rozkazów Nr. 7/33, § 95 (V, 33) zostało ogłoszone zezwolenie należenia oficerów, w służbie czynnej i w stanie nieczynnym, do stowarzyszenia pod nazwą „Związek Polskich Inżynierów Lotniczych".

Podając powyższe do wiadomości, Zarząd ZPIL zaprasza niniejszem wszystkich pp. oficerów-inżynierów pracujących w lotnictwie do zapisywania się na członków Związku i żywi niepłonną nadzieję, że w krótkim czasie ZPIL zrzeszać będzie wszystkich inżynierów lotniczych, zarówno cywilnych, jak i wojskowych.

W celu otrzymania statutów i deklaracyj prosimy zgłaszać się:

1) w Dep. Aeronautyki do majora obs. inż. W. Czaplickiego,

2) w Kier. Zaop. Aeronaut. do inż. A. Karpińskiego,

3) w Inst. Bad. Techn. Lotn. do inż. J. Rzeczyckiego.

Wypełnione deklaracje należy nadsyłać na ręce p. o. sekretarza, inż. J. Rzeczyckiego, ul. Ursynowska 40 m. 3.

Drukarnia Mazowiecka, Warszawa, ul. Szpitalna 1, tel. 649-04.